

# CONSTRUCTION DES AVIONS

PAR

**GUY DU MERLE**

INGÉNIEUR EN CHEF DE L'AÉRONAUTIQUE  
PROFESSEUR A L'ÉCOLE NATIONALE SUPÉRIEURE DE L'AÉRONAUTIQUE

PRÉFACE DE

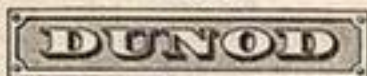
**PAUL DUMANOIS**

INSPECTEUR GÉNÉRAL DE L'AÉRONAUTIQUE  
DIRECTEUR HONORAIRE DES CONSTRUCTIONS AÉRIENNES  
INSPECTEUR GÉNÉRAL DE L'ENSEIGNEMENT ET DES RECHERCHES AÉRONAUTIQUES

*Médaille d'or  
de la Société d'Encouragement pour l'Industrie nationale*

DEUXIÈME ÉDITION

PARIS



92, RUE BONAPARTE (VI)

1947

**CONSTRUCTION**  
**DES**  
**AVIONS**

*Aér.*

*Class. déc. : 629.135.002*



# CONSTRUCTION DES AVIONS

PAR

**GUY DU MERLE**

INGÉNIEUR EN CHEF DE L'AÉRONAUTIQUE  
PROFESSEUR A L'ÉCOLE NATIONALE SUPÉRIEURE DE L'AÉRONAUTIQUE

PRÉFACE DE

**PAUL DUMANOIS**

INSPECTEUR GÉNÉRAL DE L'AÉRONAUTIQUE  
DIRECTEUR HONORAIRE DES CONSTRUCTIONS AÉRIENNES  
INSPECTEUR GÉNÉRAL DE L'ENSEIGNEMENT ET DES RECHERCHES AÉRONAUTIQUES

*Médaille d'or  
de la Société d'Encouragement pour l'Industrie nationale*

*DEUXIÈME ÉDITION*

*Copyright by Dunod 1947.*

PARIS



92, RUE BONAPARTE (VI)

1947

## PRÉFACE DE LA PREMIÈRE ÉDITION

---

*M. l'Ingénieur en Chef de l'Aéronautique du Merle m'a demandé, en souvenir de l'époque où j'étais Directeur des Constructions Aériennes, alors qu'il était Ingénieur au Service des Essais à Villacoublay et relevait de mon autorité, de présenter son ouvrage.*

*C'est avec joie que j'accomplis ce devoir, car M. du Merle est un de ces collaborateurs dont un Chef s'honore.*

*Je ne referai pas ici un exposé du programme d'information que s'est fixé l'auteur, pas plus que de la division parfaitement logique des chapitres : M. du Merle l'a excellemment fait dans son avant-propos. Je me contenterai de souligner une remarque fort pertinente et qui ne s'applique pas seulement à l'Aviation : « Qu'on veuille bien se rappeler qu'a posteriori les choses paraissent souvent évidentes ou très simples et que cela ne veut pas dire qu'il soit toujours facile d'y penser à temps. » J'y reviendrai.*

*Je me bornerai donc à attirer l'attention sur les passages qui me paraissent les plus caractéristiques et sujets à des méditations fructueuses.*

*A ce point de vue, on ne saurait trop recommander la lecture du Chapitre II "Utilisation".*

*Si l'auteur m'avait demandé préalablement mon avis, je lui aurais donné un conseil : c'est, en accord avec la remarque de l'avant-propos que j'ai soulignée, de mettre comme exergue en tête de ce chapitre et en doubles majuscules « De quoi s'agit-il ? » (Maréchal Foch). Si, en effet, dans les actes de la vie courante on perd parfois de vue cette question préalable, il semble bien qu'en aviation on l'ait trop souvent négligée. L'époque n'est plus de voler pour voler, pas plus que de construire des bateaux simplement pour aller sur l'eau. Un avion est un affût d'armes à feu, un lance-bombes, un porte-objectif de photo, un outil de charge ou de transport. Dans le compromis nécessaire, tous les sacrifices doivent être faits au profit du but final. De plus, en matière d'aviation, il existe une différence essentielle avec les constructions navales, l'échelle des temps n'est pas la même : un navire a toujours au moins vingt ans d'existence assurés avant d'être classé dans la catégorie des vieilles barques : au rythme du progrès technique, un avion qui a trois ans d'âge est périmé. On peut donc dire que dans son existence éphémère chaque minute compte : on conçoit immédiatement la gravité de ce mal qui répandait la terreur parmi tous les Ingénieurs de l'Aviation et qui a nom : la modification.*

*Alors qu'un avion constituant un progrès incontestable avait heureusement terminé ses essais et commençait à démarrer en série, il arrivait que, dans un désir du mieux louable en soi, mais condamnable par ses conséquences, on demandât des modifications telles que : augmentation de vitesse maximum, changement de l'armement, ou d'autres, à première vue sans gravité apparente. Et cependant toute modification,*



si minime soit-elle, est susceptible par incidence de changer complètement les propriétés d'un avion.

La conséquence inéluctable est, dans le cas le moins défavorable, un arrêt de la fabrication de série, donc un retard et une augmentation de prix, mais trop souvent on aboutit en plus à une impossibilité ou à des accidents.

Il ne faut plus que de tels incidents puissent se reproduire et le livre de M. du Merle apportera un guide précieux à ceux qui ont la responsabilité redoutable d'élaborer des programmes et d'utiliser le matériel.

Ceci dit, il va de soi que, quel que soit le but à remplir, l'appareil doit voler avec sécurité : c'est là une question d'architecture aérienne commune à tous les avions. Il faut que les appareils soient indulgents et qu'ils ne nécessitent pas des pilotes exceptionnels, faute de quoi et selon une formule de M. du Merle, que j'ai toutes raisons de considérer comme particulièrement heureuse, ils feront la sélection naturelle des pilotes. C'est dire toute l'importance des qualités de vol.

Cette question, à laquelle les Ingénieurs de l'Aéronautique, et en particulier M. du Merle, ont apporté une contribution de première importance, est exposée d'une manière judicieuse avec des calculs, juste ce qu'il faut, sans jamais masquer sous un rideau de phraséologie mathématique la réalité des phénomènes.

C'est d'ailleurs la caractéristique de l'ouvrage : qu'il s'agisse de la partie analyse, montrant les conditions auxquelles doivent satisfaire les différents organes de l'avion, ou de la partie synthèse, indiquant les moyens de réalisation, la rédaction est claire, sans incidentes superflues. Le lecteur trouve sans fatigue les renseignements qu'il peut désirer sur les procédés de construction les plus modernes et sur les problèmes actuels de la technique aéronautique.

Ajouterai-je enfin, qu'à l'inverse de beaucoup de personnes qui dissertent sur l'aviation ou qui en vivent et qui se contentent de voir voler les avions en restant prudemment soumis aux lois de la pesanteur vulgaire, M. du Merle n'est pas seulement Ingénieur, mais pilote et pilote d'essais.

Sauf quelques rares exceptions, il a eu l'occasion de piloter personnellement les quelque 40 types d'avions les plus divers, petits ou gros, français ou étrangers, qui ont été mis en service en série en France dans l'Aéronautique militaire ou sur les lignes aériennes depuis 1933 jusqu'au jour où nous sommes — et beaucoup d'autres, plus scabreux, qui n'ont jamais été mis en service. Il n'a d'ailleurs pas été exempt de payer tribut aux vicissitudes qui sont l'apanage fréquent des pilotes d'essai. Si ma mémoire de Directeur des Constructions Aériennes est fidèle, il me souvient d'une rupture en vol d'une commande de direction, en vol dissymétrique avec un moteur stoppé sur bimoteur, qui ne l'empêcha pas de ramener l'appareil sain et sauf au terrain, secondé par un admirable coéquipier, l'Ingénieur adjoint Nicolas, qui devait, hélas ! périr quelques années plus tard au cours d'un vol d'essai sur planeur.

Ces considérations ajoutent une valeur morale toute particulière à la valeur technique de l'ouvrage.

Dans son avant-propos, M. du Merle a précisé qu'il ne s'agissait pas de faire œuvre didactique, mais de présenter un travail d'information. Il me permettra d'être d'un avis différent.

S'il a pleinement réalisé le but proposé : de donner une idée des solutions possibles, de faire connaître des erreurs à éviter, d'ouvrir quelques portes sur les domaines encore inconnus, il a également fait œuvre didactique de premier ordre et je prendrai comme caution l'opinion des meilleurs juges en l'espèce : les Ingénieurs élèves de l'École Nationale Supérieure de l'Aéronautique.

Au surplus, une documentation critique a toujours un rôle didactique : ne serait-ce que d'éviter au lecteur de perdre son temps à recréer ce qui existe. A ce titre, l'ouvrage de M. du Merle est un véritable vade-mecum de l'ingénieur et du technicien qui, à

*titre quelconque, participent à la réalisation de cette machine complexe qu'est l'avion moderne.*

*C'est en même temps un beau livre de propagande, susceptible d'intéresser tous ceux qui, ayant une formation scientifique, ont compris, à la lumière des faits, que, dans le monde de demain, l'aviation sera une des garanties de la sécurité et de la prospérité économique de l'Empire sur lequel flottent nos trois couleurs.*

**P. DUMANOIS,**

Inspecteur Général de l'Enseignement  
et des Recherches Aéronautiques,  
Directeur honoraire des Constructions Aériennes.

10 août 1942.



## AVANT-PROPOS

---

Le but que se propose cet ouvrage est d'aider l'Ingénieur désireux de prendre un contact général avec la Construction des Avions. Il s'agit de l'éclairer sur le choix des dispositions d'ensemble et sur les réalisations matérielles auxquelles on se trouve conduit, et non pas de le guider dans les calculs, d'ailleurs nombreux et complexes, qu'exige l'établissement d'un projet. On ne trouvera donc ici ni méthodes de calcul ni abaques (ou fort peu), mais seulement un exposé pratique, avec le minimum d'équations.

Même ainsi délimité, le sujet reste extrêmement vaste. Il n'est sans doute pas inutile de préciser dans quel esprit nous allons l'aborder.

La technique aéronautique, en pleine crise de croissance, est encore trop jeune et trop évolutive pour comporter une doctrine établie et des recettes infaillibles. Peut-être plus que toute autre, à cause des sujétions spéciales de légèreté et de sécurité qui lui sont propres, elle comporte des buts divergents, voire même des exigences contradictoires, qui rendent inévitable et d'ailleurs difficile la recherche d'un compromis.

Il ne s'agit donc pas ici de faire œuvre didactique, aboutissant à des conclusions formelles dans tous les domaines, mais plutôt de présenter un travail *d'information*, destiné :

- à donner une idée de la diversité des solutions possibles, avec de nombreux exemples;
- à faire connaître un certain nombre d'erreurs à éviter;
- à ouvrir quelques portes sur tout ce qui reste à défricher ou à améliorer, et à donner ainsi (on l'espère) le goût et le désir d'approfondir personnellement telle voie qui paraîtra féconde.

Ne remplirait-il que ce dernier but, cet ouvrage ne serait pas inutile : les connaissances acquises ultérieurement par l'Ingénieur au cours de travaux personnels auront toujours pour lui plus de valeur efficace que celles qu'il pourra trouver, en quelque sorte passivement, dans un livre.

L'avion est un ensemble d'une grande complexité et fait appel à une foule de techniques particulières qu'il s'agit de coordonner harmonieusement.

Cet ouvrage ne saurait prétendre se suffire à lui-même ni creuser à fond chacune de ces techniques particulières. Il ne saurait non plus, sans rétrécir singulièrement la question, laisser complètement de côté ce qui fait l'objet d'ouvrages techniques plus spécialisés et plus approfondis (comme, par exemple, l'aérodynamique, la résistance des matériaux, la mécanique de l'avion), c'est-à-dire se limiter à la description pure et simple des divers modes de structure du planeur et à quelques problèmes particuliers. Il manquerait l'essentiel, à savoir l'étude



des répercussions des diverses questions les unes sur les autres, et de la part qu'il faut faire à chaque chose dans la conception d'un avion.

Nous aurons donc souvent, pour rappeler certains résultats ou pour attirer l'attention sur des aspects pratiques, à aborder des sujets que nous supposerons traités ailleurs : nous le ferons alors sommairement, en renvoyant aux ouvrages spécialisés pour les démonstrations ou développements plus poussés.

Pour ne pas manquer au rôle de coordination générale que nous nous sommes fixé, nous aurons la tâche parfois ingrate de développer des considérations que certains trouveront évidentes, et de détailler des questions très simples qu'on sera parfois tenté de considérer comme terre à terre. Qu'on veuille bien se rappeler qu'a posteriori les choses paraissent souvent évidentes ou très simples, et que cela ne veut pas dire qu'il soit toujours facile d'y penser à temps. Des échecs, malheureusement trop nombreux, sont là pour le prouver.

Nous diviserons notre sujet en trois parties : les deux premières traitent de la construction des avions et hydravions de formule classique; la troisième, qui doit être considérée un peu comme un supplément, parle des aérodynes spéciaux et d'un certain nombre de problèmes divers concernant le vol.

Pour les avions proprement dits, nous étudierons successivement la configuration extérieure (première partie), puis la structure (deuxième partie). Chacun de ces exposés comporte, à travers une série de chapitres différents, d'abord des descriptions de solutions existantes, puis des discussions techniques d'ensemble, ordonnées chacune par rapport à un même point de vue (par ex. : performances, qualités de vol, interchangeabilité, sécurité, etc...).

De ce fait, nous verrons souvent une même chose deux fois, sous des angles d'ailleurs complémentaires : à son emplacement matériel sur l'avion, dans la partie descriptive, puis à la place qu'elle occupe dans la réalisation des buts généraux poursuivis. Ces redites paraissent nécessaires pour qu'on puisse trouver autant que possible groupé ensemble : d'une part, tout ce qui concerne une partie déterminée de l'avion, et aussi, d'autre part, tout ce qui est destiné à répondre à un ordre de préoccupation donné, et qui peut être réparti dans les points les plus variés de l'appareil.

Avec l'autorisation des auteurs, j'ai été amené à faire des emprunts d'une part à l'ouvrage publié antérieurement sur le même sujet par M. l'Ingénieur en Chef (aujourd'hui Ingénieur Général) Suffrin-Hébert <sup>(1)</sup> (emprunts disséminés en plusieurs endroits du texte, et portant sur de nombreuses figures), et d'autre part à des travaux, généralement inédits, faits par certains Constructeurs et par des Ingénieurs de l'État, dont les noms seront mentionnés à l'occasion des passages qu'ils auront inspirés. Je tiens à dire en commençant ce que je leur dois, et à les remercier tous du concours direct ou indirect qu'ils m'ont ainsi apporté.

Je remercie également tous ceux qui ont bien voulu m'aider d'une manière très fructueuse en me faisant part des observations que leur a suggérées la lecture du texte initial, puis de la première édition de cet ouvrage, et qui m'ont permis d'en améliorer le fond ou la présentation.

Je tiens enfin à souligner l'aide précieuse que j'ai trouvée au Centre de Documentation de la Direction des Industries Aéronautiques (et plus tard au

(1) *Leçons sur la Construction des Avions*, par M. Suffrin-Hébert, Ingénieur en Chef de l'Aéronautique, éditées à La Librairie Aéronautique, 7, boulevard Victor, Paris (15<sup>e</sup>).

Service de Documentation Aéronautique, qui lui a succédé) pour obtenir sur les matériels étrangers des informations détaillées qui m'ont permis de compléter et rajeunir les exemples cités.

S'il est en effet un genre d'ouvrage qui n'est jamais satisfaisant et qui a besoin plus que d'autres d'être sans cesse « remis sur le métier », c'est bien celui-ci, ne serait-ce qu'en raison du caractère particulièrement éphémère de la technique aéronautique, où tant de choses sont dépassées et presque périmées, au moment même où elles arrivent en pleine lumière.

J'ai profité de la deuxième édition pour remanier profondément la présentation d'un certain nombre de parties, en particulier les préliminaires — dont la partie historique a été reportée aux diverses régions de l'avion intéressées, et notamment en 1,0 pour la voilure —, les notions sur les écoulements aérodynamiques (3,1), le choix des caractéristiques de l'aile (3,21), l'étude des évolutions au sol (3,4), l'exposé sur l'architecture générale de l'aile (4,111), l'étude des assemblages (4,7), celle de l'interchangeabilité (5,5), l'exposé de principe sur les devis de poids (8,0), l'étude des hélicoptères (10,4) et enfin les notions sur la propulsion par réaction (11,3).

Mais surtout, un peu partout dans l'ouvrage, les exemples choisis ont été largement complétés et mis à jour par des citations relatives à des avions plus modernes. Très particulièrement, les tableaux d'ensemble donnés en 8,25 et en 9,3 et qui résument les caractéristiques d'un grand nombre d'appareils contemporains, ont été considérablement amplifiés et rajeunis. De plus, quelques informations ont pu être obtenues sur les avions russes et japonais, qui étaient complètement absents de la première édition et sont cités plusieurs fois dans celle-ci, comme on le verra en 16,27 et 16,29.

Enfin, dans le même esprit, la collection de photographies d'avions publiée à la fin a été modernisée et augmentée, et surtout on y a ajouté une collection de 64 dessins d'ensemble d'appareils de toutes catégories, dont les cotes exactes permettent de relever des caractéristiques dimensionnelles qui ne sauraient résulter de l'examen d'une photographie, et qui complètent ainsi sur le plan quantitatif l'information apportée par les clichés sur le plan qualitatif.

Les raisons matérielles qui avaient conduit à publier la première édition en trois tomes ayant disparu, il a semblé préférable de grouper l'ensemble en un seul volume, plus maniable en raison des nombreuses interférences entre les diverses parties, qui conduisent à se reporter sans cesse d'un point à l'autre de l'ouvrage.

Quelques lecteurs de la première édition, jusque-là étrangers à l'Aviation, se sont trouvés un peu embarrassés pour la première prise de contact et ont bien voulu me demander de les guider à travers cet ouvrage pour un « tour d'horizon » d'initiation destiné à préluder à une lecture plus approfondie. Il m'a semblé que des indications de cette nature pourraient encore rendre service à certains lecteurs de cette deuxième édition : on les trouvera donc reproduites en tête de la Table des Matières, à la fin de l'ouvrage. De plus, deux dessins perspectifs d'ensemble, à grande échelle, présentés sur des planches dépliantes, ont été ajoutés à la fin du livre pour permettre de saisir du premier coup d'œil, sous une forme très parlante, la constitution générale des avions d'aujourd'hui.



## NOTATIONS ET RÉFÉRENCES

*Le système décimal de référence employé pour le texte est d'une interprétation évidente : le chiffre qui précède la virgule est celui du chapitre ; chacun des suivants indique une subdivision du paragraphe caractérisé par le chiffre qui le précède immédiatement (1). Ainsi le paragraphe 4,432.1 est, dans le chapitre IV, la première partie du paragraphe 4,432 — lui-même deuxième partie du paragraphe 4,43... etc. Certains trouveront peut être que cette subdivision a été poussée un peu loin. Nous en convenons volontiers ; cependant après réflexion il a semblé préférable de la maintenir, car elle a l'avantage de matérialiser en permanence le plan de l'ouvrage et d'aider à en suivre le déroulement.*

*Pour la numérotation des figures, la convention faite a besoin d'être explicitée. Dans un but de simplification (2) chaque figure est désignée par le numéro même du paragraphe où elle se trouve placée, et qui est, en général, le premier paragraphe où elle est mentionnée. Certaines d'entre elles (notamment celles qui occupent toute une page) ont dû, pour des nécessités de mise en page, être légèrement décalées avant ou après le paragraphe dont elles portent le numéro, mais on les trouvera toujours dans son proche voisinage. Lorsqu'un même paragraphe comporte plusieurs figures, on les a distinguées par l'adjonction d'un indice A, B, C... etc... Il en résulte que les références des figures, contrairement à celles des paragraphes, ne forment pas une suite continue, car de nombreux paragraphes n'en comportent pas.*

*Lorsqu'on voudra retrouver une figure désignée par son numéro, on n'aura donc qu'à rechercher, dans la suite continue des paragraphes, celui qui porte la référence indiquée. Cette recherche sera encore facilitée par le recours à la table des matières, qui donne immédiatement la page correspondant à une référence donnée.*

(1) Le chiffre 0 a été en général réservé pour des généralités ou des observations préliminaires.

(2) Cette convention évite notamment d'avoir à faire une table des figures.



# SOMMAIRE

## Préliminaires.

- 0,1 Généralités (définitions).
- 0,2 Pilotage.

## Première Partie :

### CONFIGURATION EXTÉRIEURE

#### I Chap. I<sup>er</sup>. — PRINCIPALES DISPOSITIONS

- I,1 VOILURE.
  - I,10 Historique.
  - I,11 Voilures haubanées (biplans, monoplans haubanés).
  - I,12 Monoplans cantilever.
  - I,121 Aile proprement dite (diverses dispositions et formes de voilure).
  - I,122 Dispositifs mobiles de la voilure.
- I,2 GROUPES MOTOPROPULSEURS.
  - I,20 Généralités (dispositions de principe, garde d'hélice).
  - I,21 Monomoteurs.
  - I,22 Bimoteurs.
  - I,23 Multimoteurs.
- I,3 FUSELAGE (sections, plan et profil, décrochements).
- I,4 EMPENNAGES (dispositions, profil, proportions, empennages en V).
- I,44 Généralités sur les gouvernes (compensateurs, servo-flettners).
- I,5 ATTERRISSEURS.
  - I,51 Atterrisseur avant (dispositions sur mono et multimoteurs).
  - I,52 Atterrisseur arrière.
  - I,53 Formules spéciales d'atterrisseurs.
  - I,532 Atterrisseurs tricycles (avantages de principe, diverses formules).

#### 2 Chap. II. — UTILISATION

- 2,0 IMPORTANCE DE LA QUESTION (exemples de défauts à éviter).
- 2,1 UTILISATIONS DIVERSES.
  - 2,11 Utilisations civiles (transport, fret, poste, tourisme).
  - 2,12 Utilisations militaires (diverses missions, dispositions corrélatives).
- 2,2 ADAPTATION NUMÉRIQUE OPTIMA (exemple d'un avion-cargo).

#### 3 Chap. III. — TECHNIQUE

- 3,1 ÉCOULEMENTS AÉRODYNAMIQUES.
  - 3,11 Étude de la couche limite.
  - 3,12 Décollements.
  - 3,13 Expérimentation (en soufflerie, en vol).

- 3,2 PERFORMANCES.
- 3,20 Généralités (équations).
- 3,21 Choix des caractéristiques de l'aile.
- 3,211 *Choix de la surface (et étude de la surface variable).*
- 3,212 *Choix de l'allongement.*
- 3,213 *Choix du profil.*
- 3,213.3 *Caractéristiques de divers profils (Tableau).*
- 3,214 *Choix de l'hypersustentation (bord d'attaque, bord de fuite).*
- 3,22 Affinement général (et interactions).
- 3,23 Groupes motopropulseurs (échappement, radiateurs, etc.).
- 3,3 QUALITÉS DE VOL.
- 3,31 Essais en vol (stabilité longitudinale et transversale, étude des gouvernes, vol moteur stoppé, acrobaties, etc.).
- 3,32 Dispositions corrélatives (sens des moteurs, autorotation, etc...).
- 3,4 ÉVOLUTIONS AU SOL.
- 3,41 Étude du rouleur.
- 3,411 *Exposé qualitatif (stabilité au dérapage, au freinage).*
- 3,412 *Mise en équations (et rôle de la dérive des pneumatiques).*
- 3,413 Étude de l'avion empenné.
- 3,414 Expérimentation.
- 3,42 Dispositions corrélatives (valeurs numériques, sculptures des pneus, etc.).

Deuxième Partie :

RÉALISATION INTERNE

Chap. IV. — STRUCTURE

- 4
- 4,0 GÉNÉRALITÉS.
- 4,01 Choix d'un matériau (comparaison entre bois et métal).
- 4,02 Règles de calcul (rappel et commentaires sommaires).
- 4,03 Vibrations critiques.
- 4,1 VOILURE.
- 4,10 Historique.
- 4,11 Construction métallique.
- 4,111 *Architecture générale (mono, bi et multilongeron, caisson, etc.).*
- 4,112 *Éléments principaux :*
- 4,112.1 *Longerons (simples, composés, caissons, treillis, etc.).*
- 4,112.2 *Entretoises.*
- 4,112.3 *Nervures (treillis, âme pleine, etc.).*
- 4,112.4 *Revêtements (entoilage, revêtement travaillant).*
- 4,12 Construction en bois (architecture générale et éléments principaux).
- 4,13 Construction mixte.
- 4,2 EMPENNAGES.
- 4,21 Empennage horizontal.
- 4,22 Empennage vertical.
- 4,3 FUSELAGE.
- 4,31 Construction métallique (treillis, coque, poutres particulières).
- 4,32 Construction en bois (treillis, coque).
- 4,33 Prévision des accidents (atterrissage train escamoté, capotage).
- 4,4 ATERRISSEURS.
- 4,41 Charpente (trièdre, monojambe, pont, roues jumelées).
- 4,42 Escamotage (et circuits hydrauliques).
- 4,43 Amortisseurs (rendement, réalisations diverses, essais).
- 4,44 Pneumatiques.
- 4,45 Roues (à base plate, à base creuse).

- 4,46 Freins (à tambours, à disques, autorégulateurs, etc.).
- 4,47 Atterrisseur arrière.
- 4,5 BATAIS-MOTEUR.
- 4,6 GOUVERNES ET COMMANDES.
- 4,61 Gouvernes et hypersustentateurs.
- 4,62 Commandes de vol.
- 4,63 Autres commandes du planeur.
- 4,7 ASSEMBLAGES ET FERRURES (métal, bois).
- 4,8 MATS ET HAUBANS.

## 5 Chap. V. — FABRICATION

- 5,0 GÉNÉRALITÉS.
- 5,1 APPROVISIONNEMENTS - UNIFICATION.
- 5,2 TRAVAIL DES MÉTAUX (matriçage, fonderie, soudure, tôles).
- 5,3 TRAVAIL DU BOIS.
- 5,4 OUTILLAGES (généralités, chaînes de montage, facilité de fabrication).
- 5,5 DÉMONTABILITÉ, INTERCHANGEABILITÉ (étude d'ensemble).
- 5,6 CONTROLE (dimensionnel et de sécurité, notice de contrôle).

## 6 Chap. VI. — INSTALLATIONS

- 6,1 GROUPES MOTOPROPULSEURS.
- 6,11 Suspension (diverses suspensions élastiques).
- 6,12 Alimentation (air, combustible).
- 6,13 Graissage.
- 6,14 Refroidissement (des cylindres, de l'huile, aération).
- 6,15 Échappement.
- 6,16 Accessoires.
- 6,17 Divers (démontage rapide, interchangeabilité).
- 6,2 ÉQUIPEMENTS ET T. S. F. (instruments de bord, oxygène, métallisation, etc.).
- 6,3 ARMEMENTS (armes, lance-bombes, viseurs, blindages).
- 6,4 ÉNERGIES DE SERVITUDE (formes d'énergie, réseaux, unification).
- 6,5 AMÉNAGEMENTS GÉNÉRAUX.
- 6,51 Postes et cabines.
- 6,52 Conditionnement de l'air (température, pression, ventilation).
- 6,53 Insonorisation.

## 7 Chap. VII. — SERVITUDES — SÉCURITÉ

- 7,1 MISE EN ŒUVRE AU SOL (manœuvre, campement, entretien).
- 7,2 GÉNÉRALITÉS SUR LES COMMANDES.
- 7,3 SÉCURITÉ.
- 7,31 Risques atmosphériques.
- 7,32 Risques d'incendie.
- 7,33 Évacuation. Risques divers.

## 8 Chap. VIII. — DEVIS DES POIDS

- 8,1 PRÉSENTATION MATÉRIELLE.
- 8,2 VALEURS PRATIQUES (Tableau).

- 8,3 VARIATIONS DU POIDS MORT.  
 8,31 Renforcements pour évolution technique.  
 8,32 Dimensions et forme de l'aile.

9 Chap. IX. — SYNTHÈSE

- 9,1 PROCESSUS (conception et réalisation d'un avion).  
 9,2 PRINCIPES GÉNÉRAUX.  
 9,3 TABLEAU DE CARACTÉRISTIQUES.

*Troisième Partie :*

**PROBLÈMES PARTICULIERS**

10 Chap. X. — AÉRODYNES SPÉCIAUX

- 10,1 APPAREILS A VOILURE FIXE (avions-canards, sans queue, etc.).  
 10,2 LIMITATION AUTOMATIQUE DES EFFORTS EN VOL.  
 10,3 AUTOGIRES (appareils actuels, progrès envisagés).  
 10,4 HÉLICOPTÈRES (français et étrangers).

11 Chap. XI. — PROBLÈMES DIVERS

- 11,1 GIVRAGE (dégivrage et antigivrage).  
 11,2 AVIONS STRATOSPHÉRIQUES (problèmes de construction).  
 11,3 PROPULSION PAR RÉACTION.  
 11,4 DÉCOLLAGE ASSISTÉ (catapultage, avion-composite, traction auxiliaire au sol, fusées de décollage, ravitaillement en vol).

12 Chap. XII. — VOL A VOILE — REMORQUAGE

- 12,1 PLANEURS DE SPORT.  
 12,11 Formule générale (performances, qualités de vol, tableau de caractéristiques).  
 12,12 Construction.  
 12,13 Décollage des planeurs.  
 12,2 REMORQUAGE EN VOL.  
 12,21 Dispositions générales.  
 12,22 Les transports par planeurs.

Annexe XIII. — Vocabulaire.

Annexe XIV. — Conditions françaises de calcul des avions.

Annexe XV. — Photographies et dessins d'ensemble d'avions.

Table XVI. — Répertoire général des avions cités.

Table XVII. — Table des matières.

Planches I et II. — Dessins perspectifs d'ensemble (VG 33 et SO 30 R).



## ○ - PRÉLIMINAIRES

*Nous supposerons le lecteur déjà familiarisé avec le langage aéronautique courant et les rudiments au moins de la mécanique du vol, de l'aérodynamique expérimentale et de la résistance des matériaux. Pour ne pas alourdir le texte, nous n'avons donc pas toujours défini les termes employés, ni les notations usuelles reproduites dans les équations (d'ailleurs très rares) rappelées au cours de l'exposé. Cependant, afin d'éviter qu'il en résulte une lacune grave pour un lecteur non averti, quelques éclaircissements ont été groupés à la fin de l'ouvrage, dans une Annexe portant la référence XIII, à laquelle on pourra se reporter en cas d'obscurité de vocabulaire.*

### ○,I GÉNÉRALITÉS

#### ○,II Différents types de plus lourds que l'air.

Les appareils volants plus lourds que l'air, englobés sous le nom barbare d'« Aérodynes », possèdent tous des surfaces sustentatrices qui, du fait de leur déplacement dans l'air, sont soumises de la part de celui-ci à des réactions dont la résultante a une composante verticale qui leur permet de se maintenir dans l'espace.

Il y a différentes espèces de machines volantes qui diffèrent entre elles par le principe de déplacement de ces surfaces sustentatrices.

Les avions et les hydravions ont des ailes fixes par rapport à l'ensemble de la machine. Lorsque l'avion se déplace dans l'air sous l'action de ses propulseurs ou de la pesanteur (cas de la descente planée), les ailes sont soumises à un mouvement de translation par rapport à l'air d'où résultent les réactions sustentatrices.

Au contraire, dans les hélicoptères ou les autogires, les voilures sont fixées à l'appareil par l'intermédiaire d'un axe autour duquel elles sont entraînées dans un mouvement de rotation. Dans les hélicoptères la rotation des voilures est engendrée directement par le ou les moteurs, en sorte que ces machines peuvent se tenir immobiles dans l'espace sous l'effet des réactions de l'air sur les voilures tournantes, alors que pour les autogires c'est le déplacement (horizontal ou vertical) de la machine qui engendre leur rotation et donc la sustentation.

Les noms d'orthoptères et d'ornithoptères sont réservés à des appareils à ailes battantes, qui n'ont pas dépassé le stade des tâtonnements et ne paraissent pas être appelés à un avenir pratique quelconque.

En fait, les plus employées des machines plus lourdes que l'air sont celles à voilure fixe : avions et hydravions.

Le présent ouvrage commencera donc par ce type d'appareil. Le Chapitre X donnera un aperçu sur quelques aérodynes spéciaux, et notamment ceux à voilures tournantes, qui progressent sérieusement dans divers pays et qu'on ne saurait négliger désormais.

0,12 Définitions générales relatives aux avions et hydravions.

0,121 Un avion ou hydravion, de quelque type qu'il soit, se compose des trois ensembles principaux suivants :

- le planeur, c'est-à-dire l'ossature générale de l'appareil, comprenant notamment les parties destinées à produire des réactions aérodynamiques;
- les groupes motopropulseurs;
- les aménagements et installations.

Nous traiterons surtout dans cet ouvrage du planeur proprement dit et nous n'envisagerons l'étude des groupes motopropulseurs et des aménagements qu'au point de vue de leur installation et de leurs répercussions sur les caractéristiques de l'ensemble.

0,122 *Le planeur d'un avion comprend (v. fig. 0,122) :*

- 1° des surfaces sustentatrices ou ailes, parfois appelées « plans », dont l'ensemble constitue la voilure;
- 2° des gouvernes, surfaces de stabilisation et de manœuvre : profondeur, direction et gauchissement (ou ailerons).

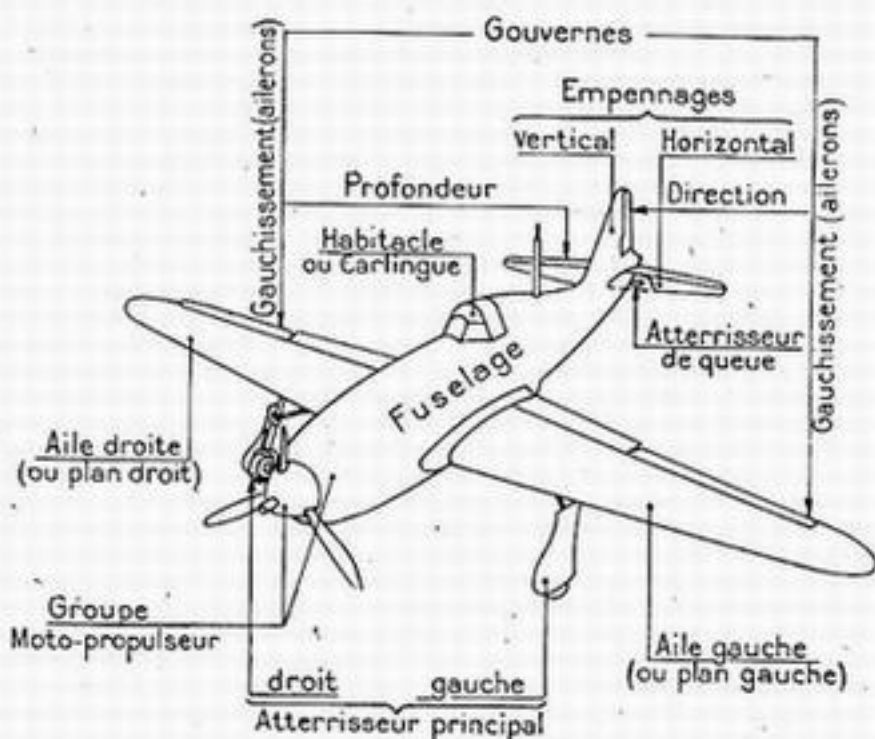


Fig. 0,122.

Dénomination des principales parties d'un avion.

- 3° généralement (1) un ou plusieurs fuselages ou nacelles servant à porter le ou les groupes motopropulseurs, l'équipage, les passagers et d'une façon générale le poids utile;
- 4° l'atterrisseur, ensemble des organes qui permettent le déplacement de l'avion au sol, l'envol et l'atterrissage.

(1) Sauf sur les « avions sans queue » ou ailes volantes. Voir ci-après en 10,13

- 0,123 Les hydravions prennent leur envol de l'eau et reviennent s'y poser.  
On distingue :
- Les hydravions à flotteurs, qui ne diffèrent des avions que par la substitution à l'atterrisseur d'un système de flotteurs aptes à les soutenir sur l'eau.
  - Les hydravions à coque (1), qui diffèrent des avions par tout leur fuselage, la coque, qui prend directement contact avec l'eau. L'équilibre latéral à flot est alors assuré par des organes supplémentaires, tels que ballonets latéraux, nageoires, etc...
  - Les appareils amphibies, capables à volonté d'amerrir sur l'eau ou atterrir sur le sol. Ces appareils sont des hydravions, munis en outre d'un atterrisseur repliable.
- Le présent ouvrage ne traite pas des points particuliers aux hydravions, pour lesquels il y a lieu de se reporter à des ouvrages spécialisés. Nous ne parlerons donc des hydravions que pour les sujets qui leur sont communs avec les avions.

### 0,13 Dessins d'ensemble.

Pour permettre immédiatement une première prise de contact « synthétique » avec l'avion, ses différentes parties et la terminologie correspondante, nous donnons à la fin de l'ouvrage, en deux planches dépliantes à grande échelle, des dessins perspectifs d'ensemble représentant deux appareils aussi différents que possible :

- le premier (Planche I) est un avion militaire, en l'espèce l'avion de chasse monomoteur Arsenal VG 33, construit en bois et mû par un moteur en V refroidi par liquide (Hispano-Suiza 12 Y-45 de 1.000 CV nominaux);
- l'autre (Planche II) est un appareil commercial, en l'espèce le bimoteur de transport S. O. 30 R, à cabine étanche, réalisé en construction métallique, et équipé de deux moteurs en étoile refroidis par l'air (Gnome-Rhône 14 R 24 et 25 de 1.220 CV nominaux et de 1.600 CV au décollage).

### 0,2 **PILOTAGE**

Il ne paraît pas inutile de rappeler quelques données élémentaires du pilotage.

L'avion de formule classique se conduit en vol au moyen de trois gouvernes agissant respectivement :

- sur le tangage (mouvement de « cabré » ou de « piqué ») : gouverne de profondeur, généralement incluse dans l'empennage horizontal;
- sur le roulis ou inclinaison latérale : ailerons, généralement portés par la voilure;
- sur le lacet (changement de cap) : gouverne de direction, généralement incluse dans l'empennage vertical.

Les deux premières gouvernes sont commandées par un levier de commande et la troisième par un palonnier.

Lorsque le pilote veut monter ou descendre, ou, d'une façon générale, agir sur l'assiette longitudinale de l'avion, et par conséquent sur son incidence, il pousse vers l'avant (pour piquer) ou tire à lui (pour cabrer) le levier de commande qui agit alors sur la gouverne de profondeur. S'il veut incliner latéralement l'ap-

(1) C'est le cas général des gros hydravions, les appareils à flotteurs ne dépassant pas jusqu'à présent un tonnage de l'ordre de 10 tonnes, sauf cependant le Blohm und Voss Ha 139 de 17,5 tonnes.

pareil, il agit latéralement du côté de l'inclinaison désirée sur ce même levier qui, dans ce cas, commande les ailerons.

Pratiquement, le levier de commande des avions de faible tonnage, appelé couramment « manche à balai », est articulé autour de deux axes perpendiculaires et possède bien les deux déplacements dont il s'agit. Sur les avions de plus gros tonnage, l'effort musculaire à exercer latéralement serait souvent trop considérable. C'est pourquoi on l'a démultiplié, et en même temps remplacé par un mouvement de haut en bas ou de bas en haut dans lequel les bras travaillent mieux, et auquel on a pu les intéresser tous les deux : à ces fins, le mouvement latéral du manche a été remplacé par la rotation d'un volant fixé lui-même en haut d'une colonne qui ne se déplace plus que d'avant en arrière pour l'action sur la profondeur.

La gouverne de direction est reliée à un palonnier actionné par les pieds du pilote : en poussant le pied droit, on fait virer l'avion à droite, et inversement.

0,21

On appelle virage correct un virage au cours duquel la direction de l'accélération totale, c'est-à-dire la verticale apparente, reste contenue dans le plan de symétrie de l'avion.

Pour exécuter un tel virage, on doit commander simultanément, avec le palonnier, le mouvement de lacet, et avec le gauchissement le mouvement d'inclinaison, en les dosant judicieusement pour ajuster l'inclinaison latérale de l'avion à la courbure du virage et, par conséquent, à la force centrifuge développée.

Le maintien de l'avion en palier est une opération simple en vol rectiligne puisqu'elle se fait à la commande de profondeur seulement. Elle devient beaucoup plus compliquée dans le virage, car alors toutes les gouvernes concourent au maintien de la trajectoire de l'avion dans un plan horizontal. En effet, en raison de l'inclinaison de l'appareil, la gouverne de direction qui provoque la rotation de l'avion dans son plan, infléchit la trajectoire vers le sol lorsqu'elle est actionnée vers l'intérieur du virage, ou la relève dans le cas contraire. Inversement, la commande de profondeur, qui relève le nez de l'appareil, contribue, lorsque celui-ci est incliné, à serrer ou desserrer le virage d'une manière un peu analogue à ce qui se passe dans un looping. Il faut donc agir sur l'ensemble des gouvernes de profondeur et de direction, aussi bien pour régler la courbure du virage que pour maintenir l'avion en palier.

L'action des gouvernes est proportionnelle au carré de la vitesse relative et, par conséquent, un même déplacement de celles-ci n'obtient pas le même résultat à des vitesses différentes. C'est une des difficultés des débuts du pilotage que de savoir doser l'action sur les commandes en fonction de la vitesse : d'une grande amplitude aux basses vitesses, cette action doit passer à une amplitude très minime aux vitesses élevées.

0,22

Rappelons aussi que l'atterrissage correct est une manœuvre qui ne consiste pas seulement, comme les gens peu avertis l'imaginent quelquefois, à réaliser une trajectoire qui soit tangente au sol, mais comporte une condition supplémentaire, à savoir qu'au point de contact l'avion soit pratiquement en perte de vitesse (voisinage de la portance maximum). On devra donc le maintenir en palier au voisinage immédiat du sol, en lui « refusant le sol », c'est-à-dire en augmentant progressivement son incidence au fur et à mesure que sa vitesse diminue, avec tout le doigté nécessaire pour qu'il ne remonte pas (c'est ce qui fait la difficulté de la manœuvre), et ceci jusqu'à ce que l'incidence voulue soit atteinte et qu'il se pose de lui-même faute de pouvoir voler davantage. Sinon, le moindre rebond le fait redécoller <sup>(1)</sup>,

(1) Il s'agit ici des avions de formule classique, dans lesquels les roues principales sont en avant du centre de gravité. Nous verrons en 1,532.32 que pour les avions à train tricycle le rebond n'a pas le même caractère.



parfois à de grandes hauteurs, et la perte de vitesse se produit toujours, mais au sommet de la trajectoire, et donne lieu alors à une abattée parfois brutale... dont les conséquences fâcheuses dépendent de l'altitude atteinte.

o,23 Pour aller prendre le départ, ou regagner le hangar après l'atterrissage, l'avion circule au sol par ses propres moyens grâce à la traction de ses hélices. En raison des très faibles vitesses dont il s'agit, les gouvernes aérodynamiques sont alors extrêmement peu efficaces, d'où la difficulté qu'on rencontre à conduire au sol les avions à atterrisseur classique (roue unique à l'arrière), qui comme nous le verrons en 3,411 sont instables au roulement et tendent à s'engager d'eux-mêmes en virage qui se serre de plus en plus et qu'on appelle couramment «cheval de bois».

Pour les monomoteurs, on les dirige par l'action différentielle des freins sur les roues droite et gauche, et quelquefois aussi par une roue de queue orientale conjuguée au palonnier.

Pour les multimoteurs, le problème est plus facile puisqu'on peut obtenir le virage en différenciant l'admission aux moteurs latéraux.

o,24 Nous arrêterons là ce premier exposé, que nous avons voulu très sommaire pour servir de préliminaire à la lecture de l'ouvrage. Nous reviendrons d'une manière plus approfondie sur certaines questions de pilotage au Chapitre III (en 3,31) dans l'étude des qualités de vol des avions.

PREMIÈRE PARTIE

---

CONFIGURATION  
EXTÉRIEURE

# PRINCIPALES DISPOSITIONS

---

1,01

La première question qui se pose à l'Ingénieur est de savoir comment il va agencer les grandes lignes générales de son projet — ce qui fera la « silhouette » de son avion. Va-t-il construire un biplan ou un monoplan? Dans ce dernier cas, choisira-t-il une aile haute ou basse? Où et comment disposer les moteurs? L'atterrisseur sera-t-il fixe ou escamotable? La roue orientable sera-t-elle à l'arrière ou à l'avant? etc., etc.

On conçoit aisément que la réponse à ces diverses questions n'est pas le fait d'un pur hasard ou de la fantaisie de l'inventeur. De nombreuses raisons, souvent complexes, doivent présider au choix à faire.

Si nous voulions exposer *toutes* ces raisons en même temps que les solutions auxquelles elles donnent lieu, et en indiquant comment elles les expliquent, nous nous trouverions vite entraînés à un exposé interminable, illogique au surplus, car ces raisons réagissent les unes sur les autres, et telle qui viendrait à la fin pourrait bien remettre en cause tout ce qui aurait été dit au début. Nous devrions d'ailleurs tout mélanger, car ces questions de lignes générales sont étroitement liées aux questions de construction qui font l'objet de la 2<sup>e</sup> Partie de cet ouvrage : on ne peut arrêter son choix sur la silhouette de son avion sans avoir une idée de la structure qu'on adoptera.

Il a donc semblé préférable de donner d'abord, avec le minimum d'explications, un simple aperçu des diverses solutions qui se rencontrent effectivement : nous saurons mieux ensuite de quoi nous parlerons lorsque dans les Chapitres II et III nous analyserons les buts poursuivis. Avant d'exposer le « pourquoi », nous exposerons donc le « comment », en constituant une sorte d'inventaire des principales dispositions pratiquées.

Pour illustrer ces dispositions, des croquis ou dessins schématiques ont été insérés dans le texte.

De plus, beaucoup des dispositions que nous allons étudier sont visibles sur les photographies et les dessins d'ensemble d'avions groupés à l'annexe XV. Chaque fois qu'il en sera ainsi dans le cours du présent chapitre, nous ferons suivre le nom de l'avion cité du numéro de référence de la photographie (précédé de la lettre  $\epsilon$ ) ou du dessin d'ensemble (précédé de la lettre  $\delta$ ) à laquelle on pourra se reporter.

1,02

Dans le présent chapitre :

- on mentionnera seulement les solutions ayant un certain caractère général; les solutions très particulières destinées à un but spécial ne seront signalées que plus loin, dans l'étude des buts poursuivis;
- on se limitera aux avions et hydravions dits « classiques » et on appellera ainsi ceux qui ont une voilure fixe et l'empennage à l'arrière et qui sont propulsés par un moteur entraînant une hélice; les autres seront passés en revue plus sommairement au Chapitre X (Aérodynes spéciaux) et au Chapitre XI (propulsion par réaction).

## 1,1. — VOILURE

### 1,10 HISTORIQUE

1,100

Il est impossible de comprendre quelque chose à la disposition générale des voilures sans s'occuper de leur structure, qui a dominé toute leur évolution. En

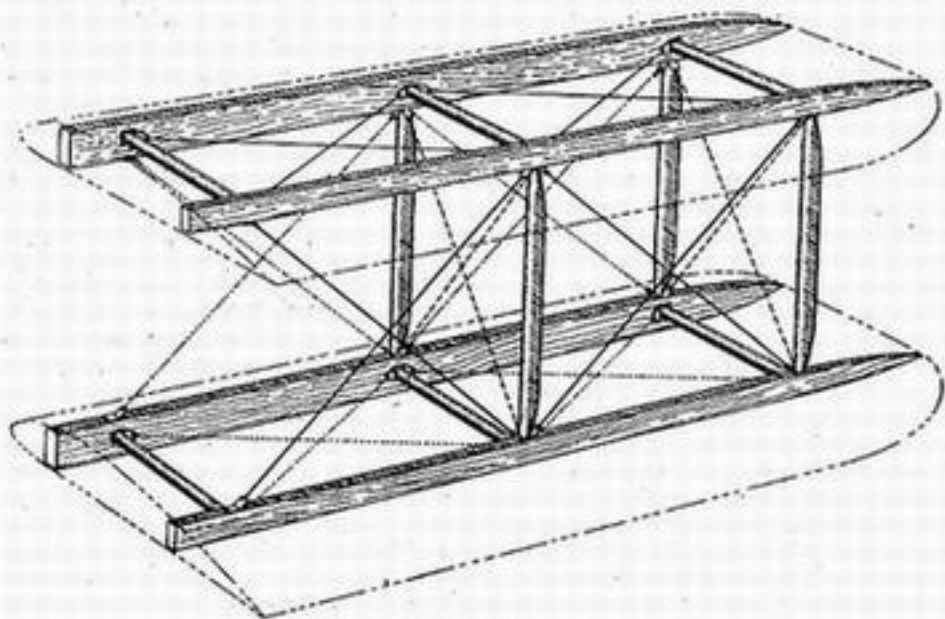


Fig. 1,101.

abordant ce sujet dès maintenant, nous anticipons sur le Chapitre IV, mais nous n'en parlerons ici qu'en termes généraux, en nous limitant aux notions strictement nécessaires pour faire comprendre la raison des formules adoptées.

Toute la difficulté de la construction d'une aile d'avion vient de ce que les efforts principaux auxquels elle est soumise, et qui proviennent de la portance, équilibrant le poids de l'appareil, sont perpendiculaires à son plan. Or, des raisons aérodynamiques impérieuses et évidentes commandent de réduire le plus possible son épaisseur — alors que des raisons non moins respectables, mais venant de la résistance des matériaux et du devis de poids, conduiraient au



contraire à l'augmenter pour obtenir une hauteur de poutre importante <sup>(1)</sup> et tenir ces efforts sans alourdissement prohibitif.

Pour concilier ces exigences incompatibles, il a donc fallu d'abord recourir à des stratagèmes.

1,101 L'un des plus remarquables a été le biplan. Il consiste à réaliser une poutre de grande hauteur à claire-voie et à l'habiller ensuite avec de la toile de façon telle qu'on puisse obtenir le plus de surface sustentatrice et le moins de surface frontale possible : on ne saurait faire mieux que de recouvrir séparément les deux faces supérieure et inférieure du parallélépipède (v. fig. 1,101).

L'ensemble obtenu, comme la chauve-souris de la fable, se présente de deux façons radicalement différentes suivant le point de vue auquel on s'intéresse : au regard de la résistance des matériaux c'est une poutre <sup>(2)</sup> unique, que certains ont appelée la « poutre armée » du biplan, et qui s'apparente étroitement au schéma de certains ponts métalliques traités en poutre de hauteur constante (v. fig. 1,102 A). Pour l'aérodynamique au contraire, l'ensemble se comporte comme deux plans distincts, le système de liaison des deux ailes étant aussi ingénieusement que possible « escamoté » à l'action du vent relatif en s'attachant à réduire toutes les dimensions qui lui sont offertes orthogonalement au profit de celles qui lui sont parallèles.

1,102 Cependant, les efforts de flexion maximum (voir plus loin en 4,023) se produisant au centre de l'aile, il n'est aucun besoin d'une poutre de hauteur constante, et de même que les ponts métalliques sont souvent traités en poutres de hauteur variable dont la limite est le pont suspendu (v. fig. 1,102), il était possible d'en-

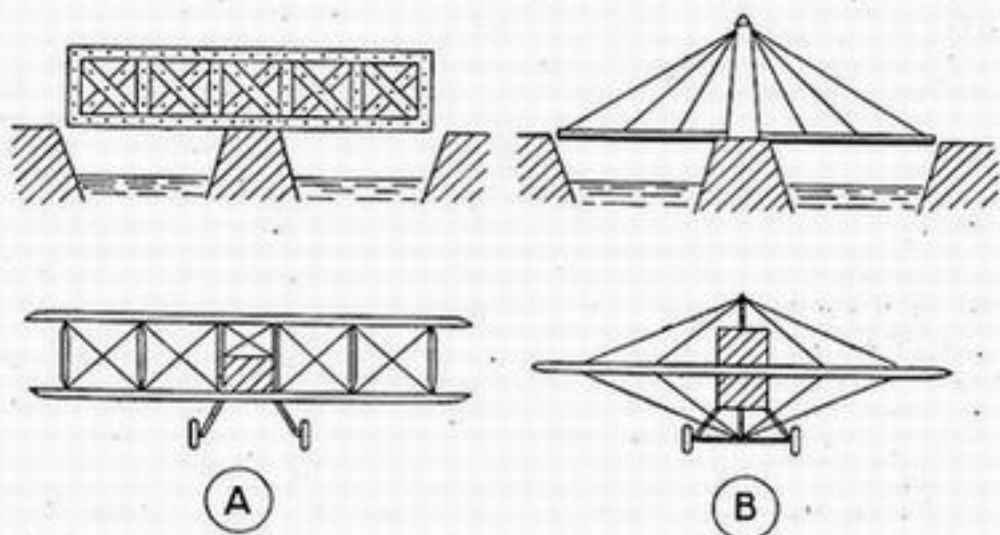


Fig. 1,102.

visager pour l'avion un schéma analogue, qui a conduit au monoplan haubané dans lequel la hauteur de poutre nécessaire au centre est « sortie » de la voilure et donne lieu à deux pyramides supérieure et inférieure de fils travaillant en traction.

1,103 Ainsi s'explique le mode de construction des premiers avions, qu'on peut considérer si l'on veut comme des dérivés du cerf-volant, et qui ont d'abord été construits comme tels, avec beaucoup de mâts et de « ficelles ».

(1) Voir Annexe XIII, « RÉSISTANCE DES MATÉRIAUX », notamment référence p.

(2) Pour la définition du sens spécial de ce terme, se reporter à l'Annexe XIII.

Dans le cas des monoplans haubanés, tant pour diminuer la résistance aérodynamique que pour faciliter la construction, on a progressivement remplacé le double jeu de haubans souples ne travaillant qu'en traction par un jeu simple de mâts rigides, capables de travailler aussi bien en compression qu'en traction selon le sens des efforts. De tels avions existent encore aujourd'hui.

1,104 Quant aux profils d'ailes, leur connaissance n'a progressé que lentement.

On avait constaté dès l'origine que les profils les plus creux étaient les plus porteurs et que la traînée augmentait avec l'épaisseur. C'est pourquoi l'on s'est d'abord orienté vers des profils minces et creux, et vers des ailes très minces incapables de se soutenir par elles-mêmes et auxquelles il a fallu apporter du dehors, comme nous l'avons vu, l'appoint de résistance nécessaire.

Ensuite, les progrès de l'aérodynamique ont amené la découverte de profils épais dont la résistance aérodynamique restait encore acceptable. On s'est alors aperçu que la poutre structurale, tout en conservant une bonne hauteur, favorable à sa solidité, pouvait, au lieu d'être dédoublée en voilure biplane, être entièrement enrobée dans un seul profil épais. D'où la naissance du monoplan cantilever (1) contenant la structure à l'intérieur de l'aile.

L'Amiot 143, quoique postérieur au stade dont nous parlons, donne une image visuelle très parlante de cette possibilité : il comporte un profil épais à l'intérieur duquel se trouve une charpente constituée par une véritable forêt de tubes (voir ci-après, fig. 4,111.32 B) dans laquelle on peut voir une évolution de l'ancienne « poutre armée » du biplan.

1,105 Malgré tout, l'avion haubané (biplan ou monoplan) s'est maintenu encore longtemps, concurremment avec le monoplan cantilever. C'est qu'en effet, les résistances passives, provenant des formes défectueuses des fuselages, des atterrisseurs fixes et d'autres causes du même genre, restaient suffisamment importantes pour que l'augmentation de traînée due à la présence du haubanage (2) pût être rattrapée à peu près par l'emploi d'un profil plus mince, ou en tout cas pour que le solde négatif de l'avion haubané fût négligeable devant la traînée totale. Dans ces conditions on ne se faisait pas faute de profiter des avantages de légèreté offerts par la construction haubanée.

Cependant, un certain nombre de progrès dans la construction, et notamment la mise au point de matériaux à très haute résistance pour laquelle l'industrie des moteurs a souvent frayé la voie à celle des planeurs, ont permis de réduire sans excès de poids prohibitif la hauteur nécessaire pour la poutre d'aile, et, par conséquent, de revenir progressivement à des épaisseurs d'ailes *absolues* beaucoup plus faibles à tonnage égal. Comme la surface diminuait en même temps, du fait de l'accroissement de la charge alaire P/S, les épaisseurs *relatives* (rapport de l'épaisseur absolue à la profondeur d'aile) n'ont pu encore diminuer notablement, ce qui serait pourtant souhaitable pour l'amélioration de la traînée minimum. On tend aujourd'hui vers cet amincissement des profils, dans la mesure où le permettent l'accroissement continu des charges alaires et les diverses servitudes d'aménagement qui ont surgi pour les voilures : logement de grosses roues escamotables, armement, réservoirs, etc...

Quoi qu'il en soit, depuis que les monoplans cantilever ont commencé à devenir plus poussés au point de vue aérodynamique, et que la construction en

(1) C'est-à-dire sans mâts ni haubans — ou encore « en porte-à-faux ».

(2) Et aux interactions, dans le cas des biplans (voir ci-après en 2,111.2).

porte-à-faux a atteint un niveau suffisant de solidité et de rigidité sans alourdissement excessif, les avions haubanés sont en nette régression.

- 1,106 En résumé, on peut, dans la configuration extérieure des avions, distinguer grossièrement deux stades :
- 1° Celui du cerf-volant avec plans minces entoilés (monoplans haubanés, biplans).
  - 2° Celui du monoplan sans mâts (cantilever) dans lequel toute la structure est à l'intérieur du profil.

## 1,11 — VOILURES HAUBANÉES

- 1,110 Bien que les avions haubanés, surtout les biplans, soient appelés à disparaître de plus en plus, on les rencontre encore pourtant quelquefois pour certains usages particuliers : petits avions légers économiques d'instruction, de tourisme ou de sport, certains avions embarqués de la Marine, dont l'envergure est soumise à des sujétions très strictes (v. ci-après en 2,124), etc...

Les monoplans haubanés ont même des adeptes pour des usages plus importants — notamment les gros hydravions, sur lesquels le dispositif flotteur (ballonnets latéraux <sup>(1)</sup> et surtout nageoires) s'intègre parfois heureusement dans un haubanage d'ensemble de l'appareil et dans lesquels en tout cas la grande hauteur de coque peut être mise à profit pour obtenir, au bénéfice de la légèreté, une sérieuse obliquité des mâts et haubans. Sans remonter jusqu'aux Latécoère 300 (Croix-du-Sud) et 521 (Lieutenant-de-Vaisseau-Paris) déjà anciens, citons l'hydravion transatlantique plus moderne Potez-SNCAN 161.

Nous commencerons donc par décrire brièvement, pour n'y plus revenir, quelques-unes des dispositions particulières aux appareils haubanés, sans préjudice d'exemples que nous pourrions encore citer parmi eux au cours de l'étude générale faite plus loin à propos des monoplans cantilever.

### 1,111 BIPLANS ET MULTIPLANS

- 1,111.1 La voilure d'un multiplan est constituée par deux ou plusieurs ailes superposées, réunies entre elles par des mâts, l'ensemble étant rendu indéformable par un haubanage en forme de croix de Saint-André fait de cordes à piano ou de haubans fuselés. Cet ensemble a reçu le nom de cellule biplane ou multiplane.

- 1,111.2 Les essais au tunnel montrent que dans les multiplans, les plans superposés s'influencent mutuellement et que les différents plans n'ont pas la même portance quand ils ont le même profil et le même calage.

Les portances respectives des plans dépendent de leur angle d'attaque et de leur position relative. Elles dépendent notamment de l'écartement des plans entre eux, qui ne devrait pas être inférieur à une fois la profondeur. Elles dépendent également de la position des plans en profondeur les uns par rapport aux autres, appelée décalage : la voilure biplane, vue de profil, peut avoir

(1) A noter cependant que sur les gros hydravions modernes, les ballonnets tendent de plus en plus à devenir encamotables : cette tendance, dont l'une des premières manifestations a été le Consolidated PB 2 Y, s'est affirmée depuis sur Dornier 26, Latécoère 600 et Latécoère 631.



diverses dispositions (v. fig. 1,111.2 A) : voilure non décalée, voilure décalée vers l'avant ou vers l'arrière.

On peut admettre que les portances respectives des ailes sont pour des incidences moyennes de vol dans les proportions suivantes :

aile supérieure : 1,2;

aile inférieure : 1;

aile intermédiaire (quand il y en a) : 0,8.

Inutile de dire que dans les débuts de l'aviation la fantaisie des constructeurs



Fig. 1,111.2 A

s'est donné libre cours pour l'adjonction de plans supplémentaires. Il y a eu des triplans, dont quelques-uns ont eu une certaine notoriété : pendant la guerre de 1914 un des avions de chasse allemands les plus connus, le Fokker D 2, était un triplan.

On a même réalisé d'autres dispositions qui sont restées des abus manifestes. La plus poussée dans ce sens paraît avoir été le Caproni à neuf plans (3 cellules triplanes l'une derrière l'autre).

Pour diminuer les interactions, on réduit souvent l'importance de l'un des plans (en général le plan inférieur) <sup>(1)</sup>, soit en profondeur, soit en envergure, soit plus généralement en faisant varier à la fois ces deux dimensions, de façon à



Potez 25

Fig. 1,111.2 B.

conserver un bon allongement. On obtient ainsi ce qu'on a appelé un « sesquiplan » (exemple : Potez 25 — v. fig. 1,111.2 B).

1,111.3 Cependant, pour des raisons d'économie et de simplification de construction, beaucoup de biplans ont les deux ailes égales, l'écartement des plans étant choisi de façon à éviter une trop grande interaction (exemple : Beechcraft D 17 R — 23, etc...). Pour les mêmes raisons, en projection horizontale la cellule biplane présente en général la forme sensiblement rectangulaire <sup>(2)</sup> à angles plus ou moins arrondis : les nervures sont alors toutes identiques entre elles, tandis qu'avec les monoplans cantilever, dont les ailes sont effilées et amincies, les nervures sont toutes différentes entre elles, ce qui est moins simple au point de vue de la fabrication.

(1) Cependant, sur certains Caproni par exemple, c'est le plan supérieur qui était réduit en envergure et profondeur. Il en a été de même, en profondeur seulement, sur le prototype français Liore et Olivier 208, d'ailleurs non suivi en série.

(2) Ce n'est pourtant pas une règle absolue : ainsi le biplan britannique de transport léger de Havilland « Dragon Rapide » avait des ailes trapézoïdales très effilées.

1,111.4 Certains constructeurs n'adoptent pas le même profil pour l'aile inférieure et la supérieure : on choisit alors, en général, un profil plus épais pour l'aile supérieure que pour l'inférieure. D'autres ne calent pas les ailes à la même incidence : la tendance est de donner plus d'incidence au plan inférieur qu'au plan supérieur pour compenser l'inégalité de portance due à l'interaction des deux plans.

1,111.5 Dans un biplan les ailes sont réunies et solidarisées par des mâts reliant les longerons correspondants des ailes supérieures et inférieures, et par un haubanage. L'ensemble comporte en somme quatre poutres (v. fig. 0,212 A) :

Une poutre supérieure, constituée par la membrure de l'aile supérieure;

Une poutre avant, constituée par les mâts avant réunissant les longerons avant;

Une poutre, arrière, constituée par les mâts arrière réunissant les longerons arrière;

Une poutre inférieure constituée par la membrure de l'aile inférieure.

Chacune de ces poutres comporte des entretoises et un haubanage — et, pour assurer la rigidité en torsion, il y a en outre un haubanage, toujours en croix de Saint-André, dans le plan de chacune des paires de mâts.

Cet enchevêtrement de haubanages constituait évidemment un ensemble très mauvais au point de vue aérodynamique : on s'ingéniait tant bien que mal à en atténuer les défauts les plus criants par de petits carénages ou profilés placés aux points d'intersection : manchettes de pieds de mâts, petites carènes fuselées à l'intersection de deux haubans (1), etc...

1,111.6 Nous ne nous attarderons pas sur toutes les dispositions des mâts des biplans, puisque ce sujet n'a plus guère qu'un intérêt rétrospectif. Notons seulement que les mâts avant et arrière ne sont pas forcément distincts, comme il a été implicitement admis dans l'exposé de principe qui a été fait ci-dessus, mais peuvent être réunis dans la formule dite « monomât ».

Nous verrons en 4,813 qu'on appelle monomât la réunion de l'ensemble des éléments de résistance contenus dans un même « plan de mâts » (les ailes des biplans étant presque toujours bilongérons, cet ensemble comprend généralement deux mâts et un haubanage) en un seul élément rigide, caréné, épanoui aux extrémités pour prendre les mêmes quatre points d'attache que le système de deux mâts qu'il remplace.

## 1,112 *MONOPLANS HAUBANÉS*

### 1,112.1 Haubanage souple.

Les premiers monoplans étaient constitués par deux demi-ailes fixées de part et d'autre d'un fuselage central, contreventées par deux séries de haubans obliques, l'une par-dessous pour résister aux réactions de l'air dans le vol normal, l'autre par-dessus pour soutenir l'aile à l'atterrissage, au repos au sol, et dans le vol inversé.

On connaît la silhouette de ces appareils des premiers âges : le petit monoplane Blériot qui a traversé la Manche en 1909 en est un exemple typique (v. fig. 1,112.1).

(1) Ces dernières ont d'ailleurs pour but principal de diminuer l'amplitude des vibrations des deux haubans en les solidarisant, et d'éviter en même temps l'usure provoquée par les frottements dus à ces vibrations.

Pour donner à ces haubans plus d'obliquité on avait imaginé, à l'origine, de les rattacher aux sommets de deux sortes de pyramides. La supérieure, placée au-dessus du fuselage, a pris le nom de « cabane » et ce nom s'est généralisé pour désigner l'ensemble des fixations au fuselage d'une aile passant au-dessus de lui (aile dite « parasol »).

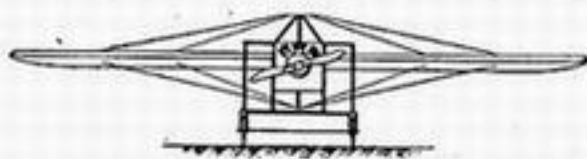


Fig. 1,112.1.

Blériot « Traversée de la Manche ».

Pour diminuer la résistance à l'avancement on a rapidement supprimé la pyramide inférieure et fixé directement les haubans de sustentation soit aux longerons inférieurs de fuselage, soit à des parties du train pour augmenter l'obliquité.

Ce type de construction à haubans souples supérieurs et inférieurs a été encore employé plus récemment, même sur des avions de performances, pour soulager les longerons d'aile. Par exemple, l'hydravion de vitesse Macchi MC 72 de l'Italien Agello, l'avion Blériot 110 qui a détenu pendant un certain temps les records de distance et de durée, étaient ainsi conçus.

#### 1,112.2 Haubanage rigide. Mâts.

On a ensuite remplacé le double contreventement de haubans souples par une seule série de contrefiches rigides qui, pouvant travailler indifféremment à la traction et à la compression, suffisent à soutenir l'aile, quel que soit le sens des efforts. On obtient ainsi ce qu'on appelle un monoplan « semi-cantilever ».

Le système simple de mâts rigides peut d'ailleurs se trouver soit au-dessous d'une aile haute, soit au-dessus d'une aile basse. Ce dernier cas ayant été beaucoup plus rare (on peut citer cependant le Blériot « Sagittaire » et le Morane-Saulnier 325, prototype de chasse) nous le laisserons de côté et parlerons surtout des ailes hautes à mâts inférieurs.

1,112.21 La disposition de la mâturation est un des points sur lesquels l'imagination de l'ingénieur peut le mieux se donner libre cours. Huit exemples différents sont donnés par la figure 1,112.21 A à la page ci-contre ; on peut en imaginer encore beaucoup d'autres. Dans certains cas de vol ces mâts travaillent à la compression : c'est le cas en piqué, dans le vol sur le dos et à l'atterrissage. Il faut donc

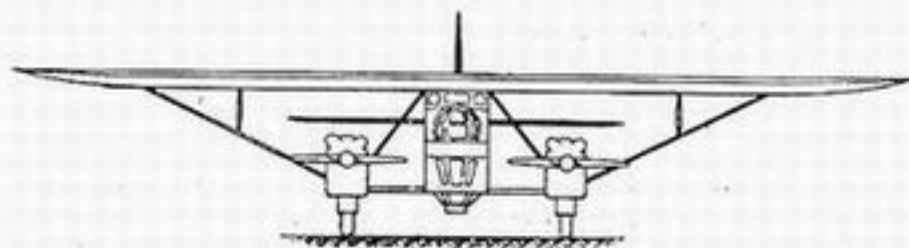


Fig. 1,112.21 B.

Potez 540.

les protéger contre le flambage; de là diverses contrefiches supplémentaires destinées à réduire la longueur de flambage.

On rencontre des cabanes convergentes ou divergentes pour des questions de visibilité.

Les exemples qui précèdent concernent des monomoteurs. Lorsqu'il s'agit



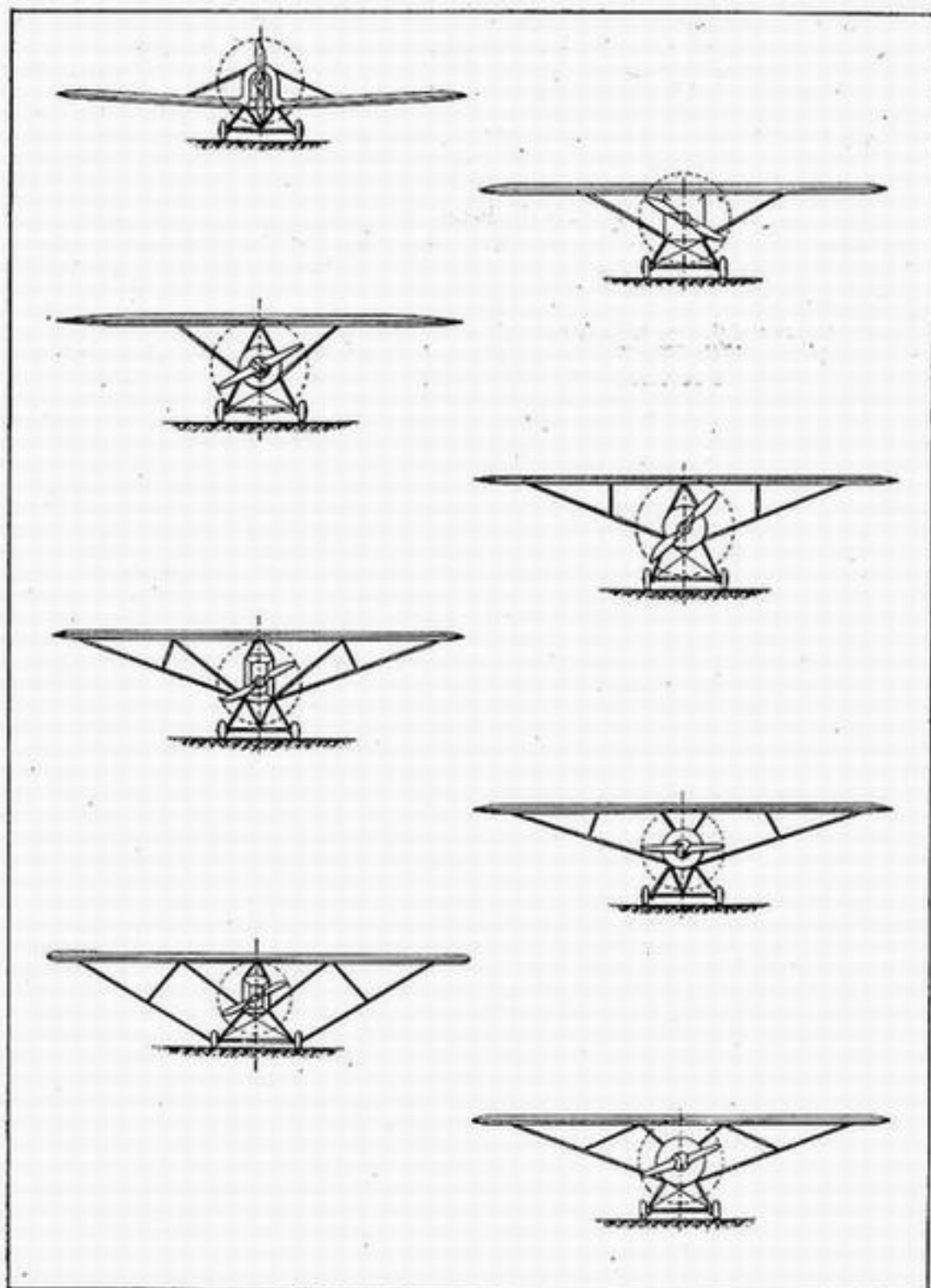


Fig. 1,112.21 A.

de multimoteurs, la voilure haubanée est généralement trop mince pour contenir les moteurs, et il arrive souvent qu'on les dispose sous l'aile, dans un nœud de la mâture. La partie de celle-ci qui les réunit au fuselage est souvent alors habillée d'un carénage porteur qui donne à ces appareils l'allure de sesquiplans à plan inférieur très petit. C'est le cas, par exemple, des appareils déjà anciens Potez 54 bimoteur (v. fig. 1, 112.21 B) et Farman 221-222 quadrimoteur.

1,112.22

La vue de profil des mâts varie avec les structures d'ailes. Les monoplans haubanés comportent souvent deux longerons d'ailes. Les Morane 315 et 230 et Les Mureaux 113, vus de profil, ont de chaque bord deux mâts parallèles, l'un derrière l'autre, mais il n'en est pas toujours ainsi. Sur certains avions ces deux mâts sont réunis en un seul point au fuselage selon un dispositif de mâture en V. C'est le cas, par exemple, du Potez 39, avion d'observation (v. fig. 1, 113 C).

On trouve aussi des monoplans haubanés dont l'aile est monolongoeron : c'est le cas, par exemple, des Farman 223, qui n'ont qu'un mât de chaque bord.

1,113

## DOUBLES MONOPLANS

En se plaçant à un point de vue plutôt constructif qu'aérodynamique, on a donné parfois le nom de doubles monoplans aux biplans dont les deux ailes n'étaient pas réunies par des mâts et un haubanage de façon à constituer une poutre armée, c'est-à-dire avec les quatre faces parfaitement haubanées dont on a parlé ci-dessus, mais pouvaient être considérées comme fixées séparément au fuselage, ainsi que des ailes de monoplane.

Par exemple, dans le cas du Bréguet 19 les deux ailes étaient réunies par un monomât incliné, prolongé inférieurement par un haubanage fuselé, souple, fixé au train d'atterrissage qui participait ainsi à la résistance de la cellule comme l'aurait fait un poinçon vertical inférieur (on rappelle que cet atterrisseur n'était

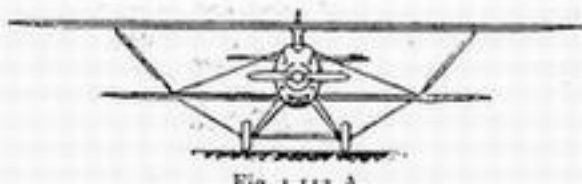


Fig. 1,113 A.  
Bréguet 19.

pas coulissant, les liaisons élastiques étant contenues dans les roues elles-mêmes : voir en 4,410). En outre, pour les efforts inversés (atterrissage, incidences négatives) un hauban reliait l'aile inférieure aux longerons supérieurs du fuselage (v. fig. 1,113 A).

Le Bréguet 27 méritait également, à certains égards, le nom de double monoplane, en ce sens qu'il n'avait pas de croisillonement de haubanage. Ceci tenait à la formule de construction très particulière de cet appareil (v. fig. 1,113 B). Toute sa charpente reposait sur une poutre en acier qui avait en plan la forme d'un T, constitué par la poutre longitudinale portant les empennages, et celle,

Bréguet 27

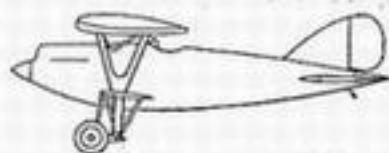


Fig. 1,113 B.

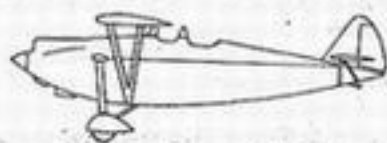
transversale, constituant le longeron principal du plan inférieur. La mâture en V avait pour objet de relier l'aile supérieure à cette poutre rigide d'acier.

Enfin citons l'exemple du Nieuport 62, dont le plan supérieur assez profond et bilongeron était relié à l'atterrisseur par un mât en Y à travers un petit plan inférieur étroit et monolongeron (v. fig. 1,113 C).

Tous les appareils que nous venons de citer sont, au point de vue aérodyna-



Mât en Y du Nieuport 62



Mât en V du Potez 39

Fig. 1,113 C.

mique, des sesquiplans, c'est-à-dire que leur plan supérieur est très prépondérant par rapport à leur plan inférieur. Il ne faudrait d'ailleurs pas en déduire que tous les sesquiplans sont des doubles monoplans, car le Potez 25, par exemple, est un véritable biplan, comportant tous les haubanages nécessaires pour que les deux ailes, quoique inégales, ne constituent qu'une seule et même poutre de résistance (v. fig. 1,111.2 B).

## 1,12 — MONOPLANS CANTILEVER

Lorsque le système de soutien oblique, d'abord double (haubans souples), puis simple (semi-cantilever), disparaît complètement, on dit qu'on a affaire à un monoplane cantilever, ou en porte-à-faux. Ce type étant de loin le plus répandu désormais, et tendant à devenir exclusif dans les avions modernes, c'est à son propos que nous ferons l'étude détaillée que nous allons maintenant aborder — étant bien entendu, comme nous l'avons dit en 1,110, qu'il nous arrivera, à propos de questions générales, de revenir sur certains exemples d'appareils haubanés.

### 1,121 AILE PROPREMENT DITE

Nous allons d'abord étudier l'aile dans son ensemble, en faisant abstraction des dispositifs mobiles qui l'équipent.

#### 1,121.1 VUE EN PLAN.

##### 1,121.11 Allongement.

Une des premières caractéristiques qui frappe l'œil dans la vue en plan — et l'une des plus importantes au point de vue technique — est l'allongement. On appelle ainsi, pour une aile rectangulaire, le rapport  $E/c$  de l'envergure à la profondeur de la corde d'aile. Pour une aile de forme quelconque, on a admis conventionnellement la valeur  $E^2/S$ , qui rejoint la définition précédente dans le cas de l'aile rectangulaire, et la généralise pour l'aile de forme quelconque : c'est le rapport de la surface du carré ayant pour côté l'envergure, à la surface effective de l'aile.

Nous verrons en 3,211 le rôle de ce paramètre au point de vue aérodynamique. Disons seulement ici qu'une augmentation de l'allongement diminue la traînée, d'autant plus qu'on vole à une portance plus élevée, c'est-à-dire à



une incidence plus forte. C'est l'habitude notamment des planeurs de vol à voile, chez lesquels des allongements de 20 ou 30 ne sont pas rares (Cf. 12,111.3). Mais un fort allongement a pour rançon un alourdissement appréciable (Cf. 8,323) : un compromis est donc à trouver pour les avions d'utilisation courante, chez lesquels on rencontre beaucoup plus communément des valeurs de 6 à 8 (Cf. tableau 9,37).

### 1,121.12 Contour.

Le contour en plan de l'aile peut affecter diverses formes (v. fig. 1,121.12).

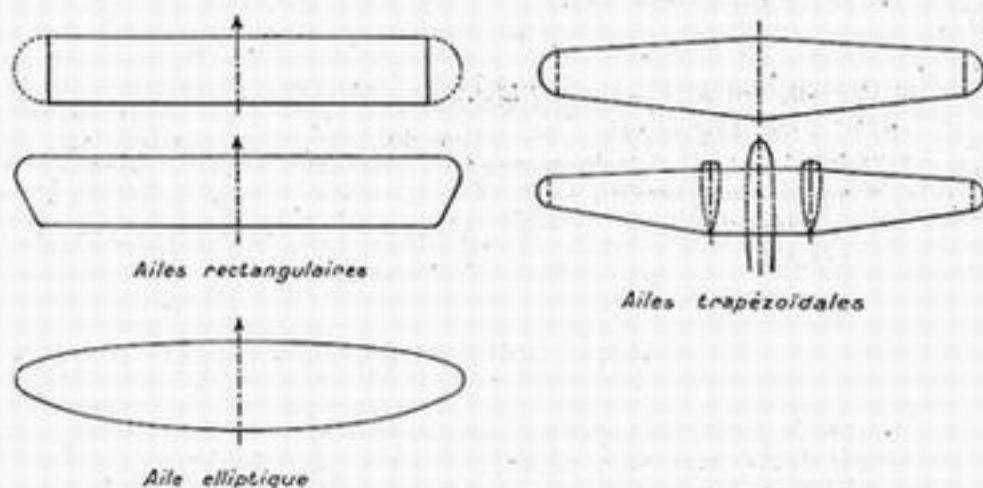


Fig. 1,121.12.

### 1,121.121 Forme elliptique Extrémités arrondies.

Le contour elliptique pur est celui qui, d'après la théorie de Prandtl, donne le meilleur rendement aérodynamique.

Dans les réalisations qui en ont été faites, on a généralement adopté 2 ellipses différentes, l'une plus aplatie pour le bord d'attaque, l'autre moins aplatie pour le bord de fuite — le petit axe de l'ellipse arrière étant souvent de l'ordre de 2,5 fois celui de l'ellipse avant, de manière que les points moyens d'application de la résultante aérodynamique (généralement situés vers 30 % de la profondeur de chaque profil d'aile) soient sensiblement alignés sur une perpendiculaire au plan vertical de symétrie de l'avion.

Le constructeur allemand HEINKEL a fait un large usage des contours elliptiques, depuis le monomoteur rapide Heinkel 70 jusqu'au monoplace de chasse Heinkel 112-113 et aux deux premières versions du bimoteur de bombardement Heinkel 111, dont la dernière version est toutefois devenue trapézoïdale (§ 32). On peut également citer en Angleterre le Vickers-Supermarine « Spitfire » (§ 63).

Si ce contour n'est pas plus répandu, c'est qu'il rend la fabrication plus difficile, notamment en ce qui concerne le bord d'attaque qui n'est pas développable mais doit être chaudronné. On peut en voir une illustration dans les monoplaces de chasse Republic P 47 « Thunderbolt » (§ 57) et Hawker « Tempest », dont le bord d'attaque est rectiligne alors que le bord de fuite est elliptique.

On adopte donc généralement pour l'ensemble de la voilure des formes plus rectilignes, à base de rectangles ou de trapèzes. Cependant, nous verrons en 3,215.1 qu'on a intérêt à adopter certaines proportions pour lesquelles l'ensemble ne s'éloigne pas trop de l'aile elliptique.

On peut voir aussi une survivance de celle-ci dans le contour curviligne par lequel on améliore les extrémités des ailes dont le tracé général est rectiligne, et qui va d'une forme très pointue (Latécoère 631 — § 36 — et plus encore version spéciale du « Spitfire » pour très hautes altitudes) à un tracé tout simplement semi-circulaire, comme c'est le cas par exemple sur le Hawker « Typhoon » (§ 31), le Consolidated B 24 « Liberator » (§ 14), le Vought-Sikorsky « Corsair » (§ 64), etc... Ces extrémités arrondies sont particulièrement nécessaires pour les ailes rectangulaires ou peu effilées, comme nous le montrerons en 3,215.123.

#### 1,121.122 *Forme rectangulaire.*

Dans les appareils haubanés, on a beaucoup pratiqué l'aile rectangulaire, à extrémités plus ou moins arrondies.

Mais cette aile donne lieu, plus que d'autres, à des turbulences d'écoulement des filets d'air aux extrémités de l'aile, qu'on appelle les pertes marginales. Et surtout, cette forme permet mal la construction des ailes cantilever à cause de l'importance du moment fléchissant à l'encastrement, qui conduirait à des poids excessifs (v. 8,322) : aussi tend-elle à disparaître. Signalons cependant le gros hydravion transatlantique quadrimoteur à flotteurs Blohm und Voss Ha 139.

#### 1,121.123 *Aile trapézoïdale.*

Les ailes de la presque totalité des appareils actuels sont trapézoïdales, avec des extrémités plus ou moins arrondies.

La corde d'implanture est en général de 1,5 à 3 fois plus profonde que celle de l'extrémité : nous analyserons plus en détail en 3,215 et en 8,322 les raisons d'aérodynamique et d'allègement qui doivent guider le choix du rapport de ces cordes, qu'on appelle effilement.

Les extrémités trapézoïdales sont quelquefois rapportées sur une partie centrale rectangulaire. C'est le cas de plusieurs multimoteurs, comme l'hydravion hexamoteur haubané Potez-SNCAN 161 (§ 56), les quadrimoteurs cantilever Avro 683 « Lancaster » (§ 2), Handley-Page « Halifax » (§ 28), etc. De même, de nombreux bimoteurs anciens (Bloch 220, Douglas DC 3 (§ 22), Potez 63-11 (§ 55), etc.) ou même modernes (Curtiss C 46 « Commando » (§ 15), Petliakov PE2 (§ 54), etc.), les fuseaux-moteurs se situant alors à la cassure, et aussi quelques monomoteurs (North American NA 57, Caudron 714), la cassure de l'aile coïncidant alors avec l'implantation de l'atterrisseur.

Cependant, les appareils modernes sont plus souvent trapézoïdaux purs. Exemples : gros hydravions Latécoère 631 (§ 36), Sud-Est 200 (§ 59), Glenn Martin « Mars » (§ 42) — bimoteurs Bloch 175 (§ 6), Messerschmitt 210 (§ 47) — etc.....

#### 1,121.13 *Flèche.*

On dit qu'une aile présente de la flèche lorsque la ligne moyenne des points d'application de la résultante aérodynamique (qu'on peut grossièrement situer comme le lieu des points de profondeur 30 %) n'est pas perpendiculaire au plan de symétrie de l'avion.

#### 1,121.131 *But.*

À l'origine, le but qu'on poursuivait en donnant de la flèche aux ailes était souvent d'améliorer la stabilité de lacet : on considérait que lorsque l'avion déra-

paît, c'est-à-dire lorsque la voilure se présentait obliquement par rapport à la vitesse relative, l'une des demi-aires s'effaçait en partie, tandis que l'autre tendait à redresser l'avion en opposant une résistance aérodynamique plus grande. Ce raisonnement sommaire est très discutable, car il suppose que les forces conservent la même valeur, quelle que soit l'orientation du corps dans leur champ, ce qui n'est certainement pas vrai dans le cas présent, les forces aérodynamiques et le profil lui-même variant avec l'attaque oblique. En réalité, la stabilité transversale s'obtient par un dimensionnement correct, d'après essais en soufflerie, des surfaces verticales de l'appareil et notamment des empennages verticaux (Cf. 3,312.4).

On donne une flèche importante, pouvant aller jusqu'à 30° et même davantage, aux appareils de très haute vitesse (exemple : Messerschmitt 262 et surtout 163, propulsés par réaction — Cf. 11,3) pour des raisons aérodynamiques sur lesquelles nous reviendrons en 3,215.13 et qui tiennent à l'approche de la vitesse du son.

Pour les appareils de vitesse plus modérée, la flèche est généralement donnée pour des raisons de centrage, associées à des raisons constructives et à des nécessités d'aménagement.

Elle permet en effet, tout en laissant le centre de surface de la voilure, c'est-à-dire son profil aérodynamique moyen, à l'endroit qui convient par rapport au centre de gravité de l'appareil (1), de déplacer l'emplanture de l'aile à volonté de manière à la situer en un endroit commode pour la construction et l'aménagement du fuselage. C'est là qu'aboutissent tous les efforts provenant de la voilure, et dont les principaux, dus au moment de flexion (Cf. ci-après en 4,023), doivent traverser le fuselage au moyen de pièces maîtresses de structure qui sont toujours encombrantes et par conséquent difficiles à intégrer dans un aménagement commode. Des raisons de visibilité peuvent aussi jouer.

Un excès de flèche vers l'arrière paraît favoriser les décollements en bout d'aile, qui risquent de donner des départs en vrille dangereux (Cf. 3,324.41). Il présente donc des inconvénients, comme d'ailleurs l'excès de dièdre, dont nous parlerons tout à l'heure en 1,121.230.

### 1,121.132 Réalisations pratiques.

En fait, on trouve tous les intermédiaires entre les cas suivants, qui sont des cas extrêmes pour les monoplans cantilever (v. fig. 1,121.132) :

- bord d'attaque rectiligne d'un bout à l'autre de l'envergure et perpendiculaire au plan de symétrie de l'avion (exemples : Curtiss 75 de chasse — § 16 — Douglas D. B. 7 de bombardement — § 21 —).
- bord de fuite rectiligne d'un bout à l'autre de l'envergure et perpendiculaire au plan de symétrie de l'avion (exemples : Douglas D. C. 3 — § 22 — Bloch 220, Caudron « Goéland » — § 11 — etc.).

On trouve dans le bombardier en piqué américain Vultee A 35 « Vengeance » un exemple curieux de coexistence de ces deux solutions, la première étant appliquée à la partie extrême de l'aile (qui a donc une flèche vers l'avant) et la deuxième à la partie centrale, qui a ainsi de la flèche vers l'arrière.

Il est très rare sur les monoplans cantilever que le bord d'attaque ait une flèche vers l'avant, ou le bord de fuite une flèche vers l'arrière, sauf, pour ce dernier cas, sur les avions destinés à approcher la vitesse du son. Cette dernière

(1) On rappelle que le centrage, c'est-à-dire la position du centre de gravité de l'avion par rapport à la profondeur de l'aile, présente la plus grande importance pour la stabilité longitudinale en vol. Le recul du centrage au delà d'une certaine limite arrière rend l'avion instable (Cf. ci-après 3. 211.4 et Annexe XIII « Stabilité »).



disposition était fréquente, par contre, sur les appareils haubanés où elle était une conséquence de l'aile rectangulaire (exemple Morane 315 et 230).

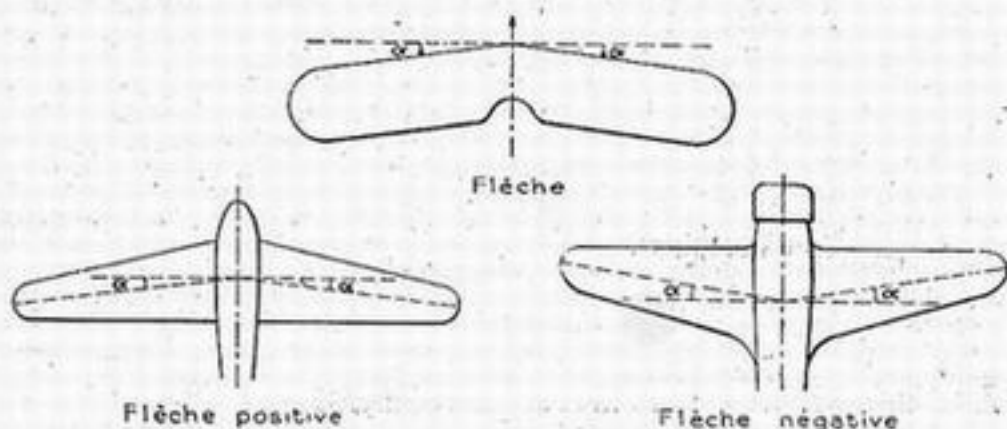


Fig. 1.121.132.

## 1,121.2 VUE DE FACE

### 1,121.21 Position en hauteur.

1,121.210 Laissant de côté la disposition parasol<sup>(1)</sup> qui correspond forcément à un monoplan haubané, et que nous avons déjà eu l'occasion de décrire en 1,112, nous envisagerons pour l'aile d'un monoplan cantilever les positions haute, moyenne ou basse. Nous distinguerons même entre haute et « semi-haute »,

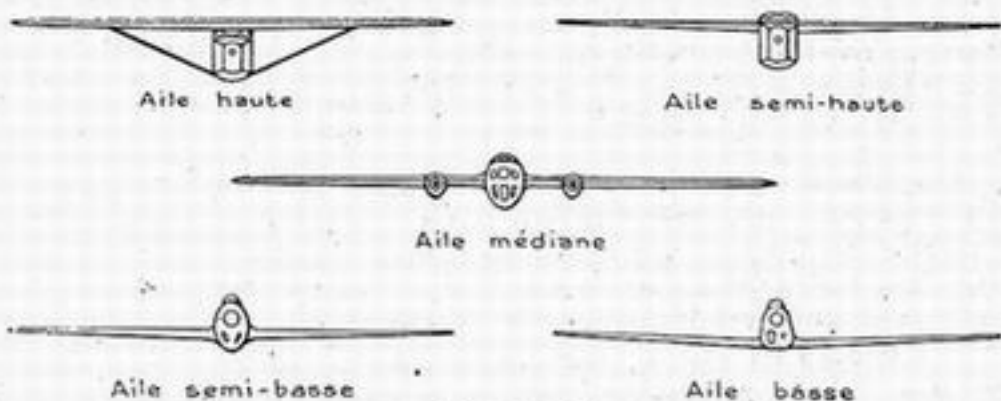


Fig. 1.121.210.

et entre basse et « semi-basse », selon qu'il dépasse quelque chose du côté extérieur, ou qu'il ne dépasse rien du tout, la surface extérieure étant parfaitement nette (v. fig. 1,121.210). Il ne faut certes pas attacher une importance excessive à ces distinctions, mais elles correspondent cependant à une certaine réalité au point de vue des écoulements aérodynamiques.

1,121.211 L'aile véritablement haute est posée sur le fuselage de telle façon que dans la vue de profil toute l'aile est au-dessus du fuselage. Exemples : Farman 402 de tourisme, trimoteur Bloch 120 colonial, hydravion Lioré et Olivier 242, etc.

(1) On désigne ainsi le cas où la voilure est située au-dessus du fuselage, avec un espace libre entre les deux. Cette disposition, fréquente sur les avions légers, se rencontre parfois aussi sur de gros appareils, par ex. hydravions trimoteur Dornier D, 24, et quadrimoteurs Lioré et Olivier 47 et 246.

A strictement parler, une telle disposition ne se trouve à l'état pur que dans les avions déjà anciens dont la section de fuselage est rectangulaire (cas des 3 exemples cités). En effet, dès qu'apparaissent des sections ovoïdes, la ligne dorsale du fuselage émerge forcément au-dessus de l'extrados de l'aile à l'arrière de celui-ci, puisque en raison du calage de voilure dont nous reparlerons en 1,121.31 le bord de fuite se trouve nettement plus bas que le bord d'attaque, et a fortiori que l'extrados au point d'épaisseur maximum, où l'on s'arrange, en général, pour rendre tangentes entre elles les deux surfaces dorsales arrondies de l'aile et du fuselage. C'est le cas, par exemple, de l'Amiot 370, du de Havilland « Flamingo » bimoteur, de l'hydravion transatlantique Potez-SNCAN 161 (3 56), etc...

On peut voir là une sorte d'intermédiaire entre l'aile franchement haute (pratiquement disparue désormais, pour les raisons qui viennent d'être dites) et l'aile que nous conviendrons d'appeler « semi-haute » en réservant ce nom au cas où l'on rencontre au-dessus du point d'épaisseur maximum de l'extrados une saillie nette due par exemple à des habitacles ou à des superstructures.

Les avions à aile semi-haute ainsi définis sont nombreux : Bloch 200, Amiot 143 et 350, Douglas DB 7 (3 21), etc., etc.

1,121.212

Vient ensuite l'aile franchement médiane qui s'implante au voisinage du plan diamétral du fuselage : Bréguet 691 ou 693, Lockheed 14 (3 38), de Havilland « Mosquito » (3 29), Bristol « Beaufighter » (3 10), Avro 683 « Lancaster » (3 2), bimoteur de transport français SO 30R (pl. II), etc...

Nous verrons en 3,122.1 que l'aile médiane présente des avantages appréciables au point de vue aérodynamique. Le seul inconvénient qui limite sa généralisation est l'encombrement du fuselage à l'endroit où la voilure le traverse. Parfois acceptable dans l'aménagement des avions militaires, cette sujétion peut devenir intolérable pour les avions civils, et cette raison, ajoutée aux considérations de visibilité auxquelles les passagers sont sensibles, suffit à expliquer l'évolution très typique vers l'aile haute des versions civiles qu'on vient de tirer de certains bombardiers britanniques à aile médiane (Avro « York » dérivé du « Lancaster »; Handley-Page « Hermès » dérivé du « Halifax »).

1,121.213

Beaucoup des appareils qu'on appelle couramment « à aile basse » sont, selon nos conventions, à aile semi-basse, c'est-à-dire qu'ils sont bien à aile basse au point de vue disposition générale et utilisation, mais non pas tout à fait au point de vue aérodynamique : Arsenal VG 33 (pl. I), Caudron « Simoun » (3 13), Lioré 45 (3 37), Bloch 175 (3 6), bimoteur russe PE 2 (3 54), etc.

Les avions à aile complètement basse sont ceux où rien ne dépasse sous l'intrados : celui-ci est complètement net et traverse le fuselage sans aucune saillie. Exemples : avions de chasse Bloch 152, Dewoitine 520, Messerschmitt 109, Focke-Wulf 190, Bell « Airacobra », avions de transport Douglas DC 2.

1,121.214

Le principal intérêt de la disposition basse ou semi-basse de l'aile est de permettre un atterrisseur aussi court que possible : si celui-ci est fixe sa longueur est très réduite et n'apporte pas trop de traînée; s'il est escamotable, étant de faible longueur il est plus facile à escamoter.

On invoque souvent aussi un second avantage qui n'a jamais été prouvé par des mesures parfaitement concluantes : l'interaction avec le sol à l'atterrissage engendrerait un certain « bourrage » qui produirait une augmentation de la portance (1).

(1) D'après Diehl du NACA, il ne s'agit pas d'un accroissement de portance, mais d'une augmentation de  $dC_x$  qui entraîne un abaissement, qui peut être de l'ordre de 2°, de l'angle d'incidence du  $C_x$  maximum, ce qui facilite le calage de la voilure sur le fuselage (voir 1,121.31).

Mais ces avantages se paient par un inconvénient grave. A l'emplanture de l'aile l'écoulement aérodynamique est difficile à régulariser (v. ci-après en 3,122) et il faut mettre des carénages ou raccords, parfois volumineux, pour éviter les angles rentrants.

### 1,121.22 Formes frontales particulières.

#### 1,121.221 *Forme en W.*

Vues de l'avant, certaines ailes sont en W (v. fig. 1, 121.221).

Cette disposition est destinée à permettre, tout en conservant les avantages généraux de l'aile basse, de réaliser un raccordement aussi perpendiculaire que



Fig. 1,121.221.

possible à la paroi d'un fuselage de section arrondie, ce qui est important surtout pour l'extrados, dans un but d'écoulement aérodynamique (v. ci-après en 3,122.1).

Cette formule a été fréquemment employée par le constructeur allemand Heinkel, notamment sur ses types 70, 112, 118. Le Heinkel 111 de bombardement ne présente cette forme qu'au bord de fuite et son bord d'attaque est rectiligne, car à cause du calage en incidence de la voiture par rapport au fuselage, le bord d'attaque se trouve plus haut que le bord de fuite, et comme l'épaisseur du profil est en même temps plus forte à l'avant qu'à l'arrière, l'extrados se trouve suffisamment rehaussé au bord d'attaque par ces deux causes conjuguées, pour être assez voisin, sans qu'il soit besoin d'une inflexion, de la position orthogonale aux flancs du fuselage.

La disposition en W est quelquefois plus accentuée, en vue de remplir un deuxième but, qui est d'augmenter encore le bénéfice déjà noté au profit des ailes basses pour l'atterrisseur. Les positions relatives du fuselage et des roues (ou des flotteurs) étant données, on réduit au minimum la longueur de l'atterrisseur lorsque l'aile se détourne pour aller au-devant. C'est le cas des avions de bombardement en piqué Junkers 87 (3 33) et Loire-Nieuport 40, du gros hydravion Blohm und Voss Ha 139 et plus récemment de l'avion de chasse embarqué américain Vought-Sikorsky « Corsair ».

#### 1,121.222 *Forme en M.*

Ce sont souvent des raisons de visibilité qui conduisent à adopter la forme en M encore appelée quelquefois forme « Goéland ». Les vues du pilote sont complètement dégagées vers l'avant, à condition que la forme de la partie centrale de voilure soit spécialement et soigneusement étudiée (v. ci-après en 2,122.1). Exemples d'ailes en M : avions de chasse PZL 24, Loire 46, Delanne 10, avion de coopération Henschel 121.

On peut être aussi conduit à cette disposition pour des raisons de garde d'hélice : ainsi les hydravions à coque Dornier 26 (3 18) et Glenn Martin « Marinier » l'ont adoptée dans le but de relever suffisamment au-dessus de l'eau les moteurs contenus dans la voilure, tout en conservant une coque relativement basse à faible maître-couple, à l'inverse d'autres gros hydravions, tels que les



Short « Empire » et le SE 200 par exemple, qui obtiennent le même résultat sans voilure en M par une grande hauteur de la coque.

### 1,121.23 Dièdre.

1,121.23<sup>0</sup> Son but est principalement d'améliorer la stabilité transversale. On peut dire sommairement que lorsque l'avion dérape, l'existence d'un dièdre augmente l'incidence pour l'aile qui se trouve du côté du dérapage, c'est-à-dire qui se trouve vers le bas dans le cas d'un dérapage causé par un mouvement de roulis, par exemple. La portance de cette aile se trouve donc augmentée, ce qui crée un moment de redressement. Le raisonnement est le même en trainée dans le cas d'un dérapage en lacet.

La raison de stabilité transversale pour le dièdre est prédominante : alors que pour la flèche ce n'était qu'un bénéfice accessoire, d'autres organes (empennages verticaux) étant chargés d'une manière plus efficace d'assurer la stabilité de route, ici c'est le but principal, puisque rien d'autre ne vient exercer un couple de rappel en roulis.

Il ne faut cependant pas exagérer le dièdre, d'abord parce qu'il est nécessaire, surtout sur les avions acrobatiques, de conserver la possibilité d'exécuter volontairement des dérapages très accentués (glissades), et aussi parce que le dièdre a pour effet, comme nous l'avons vu, d'augmenter notablement l'incidence de l'aile du côté du dérapage : aux grands angles d'incidence, on risquerait de provoquer trop facilement le décrochement (perte de vitesse) de la demi-aile avançante, qui s'abaisserait alors brusquement, ce qui irait à l'encontre du but poursuivi et pourrait de plus donner des départs en vrille dangereux.

1,121.231 Les valeurs couramment adoptées sont de l'ordre de 5 à 7 degrés au maximum pour la fibre moyenne ; à cause de la décroissance de l'aile en épaisseur (Cf. 3,215 et 8,322) le dièdre est plus fort à l'intrados (jusqu'à 10° ou même parfois davantage) et plus faible à l'extrados : il peut même y être nul (v. fig. 1,121.231).



Fig. 1,121.231.

A l'extrémité, on laisse souvent l'extrados rectiligne dans la vue de face, et la forte décroissance de l'épaisseur absolue dans l'arrondi d'extrémité d'aile accentue alors nettement le dièdre d'intrados dans cette région (exemples : Potez 540 — v. fig. 1,112.21 B — ou Lioré 45).

1,121.232 On rencontre aussi des cas de dièdre discontinu, où la voilure présente une cassure ; le plan central est sans dièdre, et les extrémités d'aile ont du dièdre. Cette cassure dans la vue de face accompagne généralement une cassure dans la vue en plan, l'aile ayant une partie centrale rectangulaire et des parties extrêmes trapézoïdales : c'est le cas de tous les appareils cités ci-dessus en 1,121.123, sauf le Potez-SNCAN 161 (3 56).

Cependant, le chasseur britannique Hawker « Typhoon » (3 31) présente une légère cassure en dièdre bien que son aile soit de forme trapézoïdale pure.

On trouve également des exemples de dièdre plus fort dans la partie centrale qu'aux extrémités : ainsi le North American B 25 « Mitchell » (3 51) et de nombreux planeurs de vol à voile (Cf. 12,113). D'une manière générale, c'est le cas des voilures en M dont nous avons parlé en 1,121.222.

### 1,121.3 VUE DE PROFIL

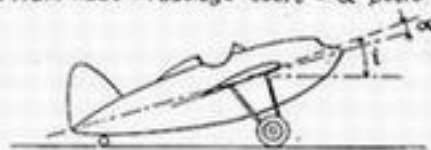
#### 1,121.31 Calage sur le fuselage.

Ce calage est choisi avant tout de telle manière que le fuselage se trouve à la position de moindre traînée lorsque l'aile vole à l'incidence d'utilisation, qui varie avec la nature de l'appareil : pour un avion civil, ce sera généralement le vol de croisière; pour un avion militaire, ce sera souvent le vol en palier à vitesse maximum.

Ce n'est pas cependant la seule considération qui influe sur le calage de la voilure, il y en a une autre fort importante qui est l'incidence de l'aile lors de l'atterrissage (v. fig. 1,121.31).

Quand l'avion se pose sur trois points il faut autant que possible que l'incidence de l'aile soit égale à l'angle du  $C_x$  maximum, pour avoir une vitesse d'atterrissage

(1) Train haut - fuselage court -  $\alpha$  petit



(2) Train bas - fuselage long -  $\alpha$  grand.



L'incidence  $i$  de l'aile au sol est la même dans les 2 cas.

Fig. 1,121.31.

aussi réduite que possible. La réalisation de cette condition intéresse tout l'ensemble de la silhouette de l'avion; c'est une question de hauteur d'atterrisseur, de longueur de fuselage et de calage de l'aile. Il arrive que sur certains avions où le fuselage est particulièrement long, on soit amené à donner à la voilure un calage très grand pour obtenir cette condition. On peut citer comme exemples l'avion de transport français Bloch 220, et surtout l'Armstrong-Withworth « Whitley », avion anglais de bombardement bimoteur où la voilure a un calage de l'ordre de 8 à 10°, par rapport à la ligne moyenne du fuselage.

Le résultat est que ces avions volent en palier à la vitesse de croisière, et plus encore à la vitesse maximum, avec une position en piqué très accentuée du fuselage, ce qui n'est ni esthétique, ni confortable (plancher incliné sur les avions de transport en vol de croisière), ni bon pour la vitesse, à moins que le tracé du fuselage ait été spécialement étudié au tunnel pour que ce soit dans cette position que le fuselage présente la traînée minimum, ce qui n'est pas impossible a priori.

Notons que les dispositifs hypersustentateurs de bord de fuite, que nous étudierons plus loin (Réf. : 1,122.2 et 3,214) ont en général pour effet de diminuer l'incidence de l'aile correspondant à l'atterrissage, et par conséquent de faciliter l'obtention d'un calage correct de la voilure à l'atterrissage sans hauteur exagérée de l'atterrisseur et sans calage excessif de la voilure par rapport à la ligne moyenne du fuselage.

1,121.32 Évolution du calage des profils le long de l'envergure.

Le calage dont nous venons de parler est un calage moyen pour l'ensemble de l'aile. Mais d'une section à l'autre de celle-ci, le calage est susceptible de varier assez notablement.

En général, on donne aux extrémités d'ailes une incidence plus faible qu'à l'emplanture, afin d'éviter qu'aux grands angles d'attaque les extrémités « décrochent » les premières et donnent une abattée brutale sur le côté (v. ci-après 3,215.3 et 3,324). Nous verrons en 12,112.2 que cette disposition doit être particulièrement accentuée sur les planeurs de vol à voile.

Sur les avions à moteur, on trouve souvent de 2 à 4° de décalage entre les cordes de portance nulle des profils d'emplanture et d'extrémité. L'évolution est parfois discontinue, et il en résulte alors des conséquences directement visibles dans la silhouette des avions : ainsi le Siebel 204, vu de face, a un bord d'attaque rectiligne (dièdre uniforme) et présente, vu de dos, une cassure du bord de fuite de chaque demi-aile, dont le dièdre est plus fort dans la partie attenante au fuselage que dans la partie d'extrémité. Cette discontinuité n'a d'ailleurs rien de nécessaire pour le résultat dont nous parlons ici, et qui pourrait être obtenu par une légère différence, constante tout le long de l'envergure, entre les dièdres de bord d'attaque et de bord de fuite — ou par toute autre loi non linéaire accentuant davantage cet effet dans la région de l'extrémité.

1,122 **DISPOSITIFS MOBILES DE LA VOILURE**1,122.1 Ailerons.

Les ailerons sont toujours reportés à l'extrémité d'aile pour augmenter leur bras de levier et donc leur efficacité. Ils occupent une envergure variable selon les circonstances constructives et aérodynamiques, c'est-à-dire en fonction de la structure de l'aile et de la présence des hypersustentateurs.

L'action des ailerons est, grossièrement, proportionnelle au produit de leur surface par leur bras de levier ; par conséquent, pour une même action, on peut

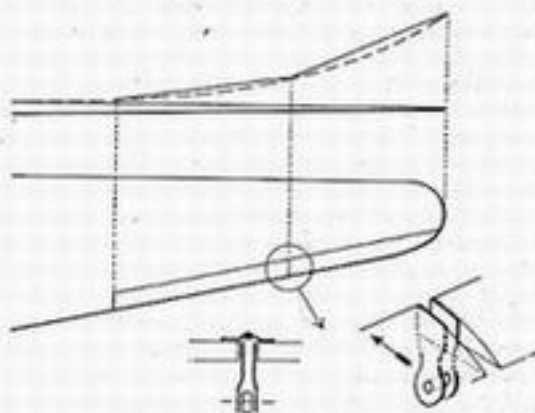


Fig. 1,122.1.

envisager ou des ailerons très profonds et de peu d'envergure ou, des ailerons peu profonds et de grande envergure (ex. : Bréguet 27, Amiot 143). A résultat aérodynamique égal, l'effet est différent au point de vue résistance de structure. Dans le cas de l'aileron profond et éloigné, d'une part la résultante des efforts de flexion est plus loin de l'axe de fuselage, d'autre part l'effet de torsion est plus fort à l'extrémité et plus faible à l'emplanture, que lorsqu'il est réparti sur toute l'envergure.

Lorsque les ailerons ont une grande envergure ils sont constitués en plusieurs tronçons de façon à permettre à l'aile en vol de prendre certaines flèches, sous l'effet des forces aérodynami-



ques, sans qu'il en résulte de coincement. Les morceaux sont articulés entre eux par des charnières perpendiculaires aux charnières d'attache à l'aile. On réalisera souvent l'attaque par des guignols doubles situés précisément dans les plans de joints (v. fig. 1,122.1).

Notons sommairement ici que les ailerons, tout au moins dans leur mouvement vers le haut, peuvent être remplacés par d'autres dispositifs, par exemple des « spoilers » comme sur le bimoteur de transport Bréguet 500. Nous étudierons leur rôle plus en détail en 3,323.13.

### 1,122.2 Hypersustentateurs.

Les hypersustentateurs sont des dispositifs mobiles dont on équipe la voilure afin d'augmenter sa portance maximum pour l'atterrissage, et (avec un braquage intermédiaire) pour le décollage. On les escamote généralement en vol normal pour réduire la traînée au minimum.

Leurs caractéristiques aérodynamiques et leurs diverses variétés seront étudiées ci-après en 3,214. Nous allons examiner ici leur disposition seulement.

On distingue des dispositifs de bord d'attaque et des dispositifs de bord de fuite.

Ces deux systèmes présentent une différence importante au point de vue de leur mise en place. Les dispositifs hypersustentateurs de bord de fuite entrent en concurrence avec les ailerons en ce sens qu'ils sont obligés de partager avec eux l'envergure. Au contraire, la question ne se pose pas pour les dispositifs de bord d'attaque : la présence d'une fente favorise même l'action de l'aileron qui est derrière elle; par conséquent ces dispositifs peuvent se développer si l'on veut sur toute l'envergure.

1,122.21 Leur répercussion sur la formule générale de l'aile est donc moindre. Cependant, les fentes de bord d'attaque donnent mieux leur pleine efficacité, moyennant certaines conditions dans le contour en plan de la voilure : en particulier, les extrémités d'ailes gagnent alors à être relativement carrées (Messerschmitt 109 A à E) tandis que dans le cas général, comme nous l'avons vu, des extrémités arrondies sont préférables : elles ont fini par prévaloir à nouveau dans les dernières versions F et G (à 45) de l'appareil que nous venons de citer, malgré le maintien des fentes pour lesquelles on s'est apparemment résigné à une efficacité moindre.

1,122.22 Pour les dispositifs de bord de fuite, la première question qui se pose est d'occuper avec le meilleur rendement la portion d'envergure qui leur est laissée par les ailerons.

On est amené quelquefois à les prolonger jusque sous le fuselage, qu'ils traversent. C'est le cas des volets d'intrados sur certains avions à aile entièrement basse (Caudron « Aiglon » et Douglas DC 3). Mais plus généralement ils sont interrompus à la traversée du fuselage : il en est forcément ainsi, notamment chaque fois que l'aile n'est pas basse et que les hypersustentateurs ne sont pas des dispositifs d'intrados seulement.

Pour les fuseaux-moteurs, il en va de même : les dispositifs hypersustentateurs peuvent les traverser ou s'interrompre au passage. Toutefois, la traversée est ici possible même pour des dispositifs intéressant aussi l'extrados (volets de courbure, par exemple) : l'hypersustentateur peut être solidarisé avec la pointe arrière du fuseau-moteur, celle-ci étant construite entièrement sur pivot et basculant

avec lui. Cette disposition est souhaitable pour éviter les discontinuités des hypersustentateurs qui sont très nuisibles à leur bon rendement aérodynamique.

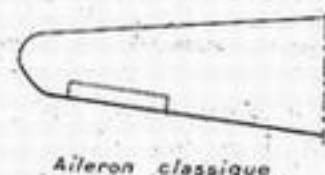
### 1,122.3 Coordination des ailerons et des hypersustentateurs.

Nous avons vu qu'ils entrent en concurrence lorsqu'il s'agit d'hypersustentateurs de bord de fuite (cas général). Nous allons étudier ci-après plusieurs façons de les accorder.

1,122.31

On peut d'abord s'arranger pour que les ailerons cèdent la place.

Un moyen classique consiste à reporter les ailerons le plus possible vers l'extrémité; l'effort maximum dans ce sens est fourni par une solution originale et intéressante, celle des ailerons Mercier, appliquée par exemple sur le S. E. 100 de la Société Nationale de Constructions Aéronautiques du Sud-Est (v. fig. 1,122.31 A) dans laquelle l'aileron est reporté complètement en bout de plan, avec une charnière oblique.



Aileron classique



Aileron Mercier

Fig. 1,122.31 A.

présenté par M. Robert (v. fig. 1,122.31 B) déporte l'empennage horizontal largement sur les côtés pour dégager le souffle de l'hélice arrière, et commande différemment les deux moitiés du volet de profondeur. Nous retrouverons une solution du même ordre, sans extension de l'envergure de l'empennage, dans le cas des brevets Rey-Rouanet (v. ci-après en 10,23). Aucune de ces solutions n'a encore fait ses preuves. Elles marquent cependant une tendance intéressante, qu'on ne saurait négliger.

Un autre moyen plus radical consiste à éliminer complètement les ailerons de la voilure. Plusieurs solutions ont été préconisées dans ce sens. L'une, réalisée sur le petit bimoteur expérimental Lioré 48, comporte de part et d'autre du fuselage des sortes de « nageoires » dorsales et ventrales n'ayant pas d'autre fonction que de commander le roulis. Une autre, incorporée dans un projet de monomoteur propulsif

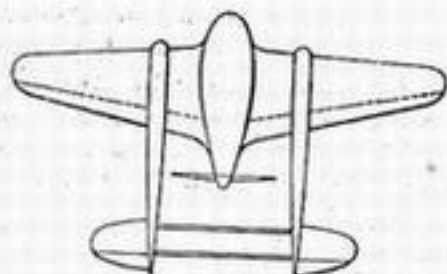


Fig. 1,122.31 B.

Projet Robert.

1,122.32

On peut encore chercher à faire collaborer les ailerons à l'hypersustentation.

1,122.321

Ce résultat peut être obtenu par une conjugaison mécanique réalisée de telle sorte qu'on puisse à volonté au moment de l'atterrissage et sur l'intervention d'une commande spéciale, braquer les ailerons vers le bas en même temps que les hypersustentateurs, tout en laissant leur action différentielle commandée par le manche. Un tel dispositif a même parfois précédé l'apparition des hypersustentateurs proprement dits : ainsi en était-il sur l'avion de chasse français prototype « Les Mureaux » 170, contemporain du Dewoitine 500. On le trouve actuellement sur l'hydravion français Latécoère 298 et sur l'avion de chasse allemand Messerschmitt 109, où la réalisation mécanique, très simple, est la suivante :

Les ailerons sont actionnés par des guignols A, A' pivotant autour d'un axe central dont la position peut être commandée à distance, au moyen d'une

vis mue par la commande des hypersustentateurs (v. fig. 1,122.321 A). Ainsi lorsqu'on braque les hypersustentateurs l'axe du guignol se déplace, de telle sorte que la position moyenne des deux ailerons se trouve décalée vers le bas, pourvu qu'on ait eu soin, bien entendu, d'inverser (d'un côté à l'autre de l'avion) le sens de ce déplacement par rapport à celui de la commande de gauchissement.

On trouve sur le Fieseler « Storch » une autre réalisation mécanique (voir figure 1,122.321 B), uniquement composée de bielles et de renvois de sonnette, et dans laquelle on remarquera l'arc-boutement en position de repos, dû au fait que la bielle AB passe légèrement au-dessus de l'axe O. Une telle disposition est nécessaire pour assurer

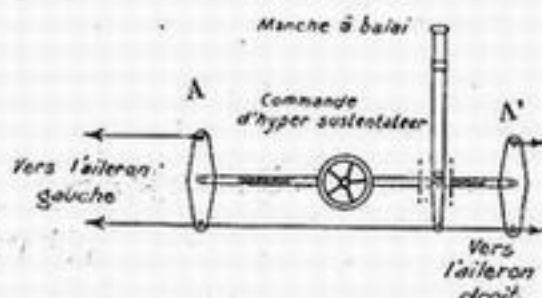


Fig. 1,122.321 A.  
Messerschmitt 109.

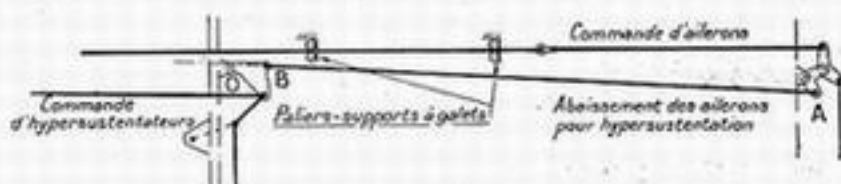


Fig. 1,122.321 B.  
Fieseler 156 « Storch ».

l'irréversibilité (obtenue sur Messerschmitt 109 par le système à vis et écrou) grâce à laquelle on évite que la réaction aérodynamique sur l'aileron se traduise, notamment dans la manœuvre brusque de l'appareil, par un certain braquage des hypersustentateurs.

1,122.322

Une deuxième manière de faire collaborer les ailerons et les hypersustentateurs consiste à faire le partage entre eux, non plus dans le sens de l'envergure, mais dans le sens de la profondeur, en équipant la voilure d'un volet double continu d'un bout à l'autre du bord de fuite, mais coupé en deux dans le sens de la profondeur. Selon les dispositions réalisées le braquage de ces deux parties peut être indépendant — dans ce cas le braquage de l'ensemble donne l'hypersustentation et le braquage de la partie extrême sert au gauchissement — ou conjugué, même pour le gauchissement, la partie extrême, seule attaquée par la commande, jouant alors le rôle d'un servo-flettner (ci-après en 1,442.1 dont le principe est expliqué). Dans un tel système, il faut faire le bilan de ce que l'on gagne en envergure affectée par l'hypersustentation et de ce que l'on perd en possibilité de perfectionnement des hypersustentateurs. Il y a en effet des dispositifs hypersustentateurs qu'on pourrait appeler « en cascade », avec des volets multiples (v. ci-après 3,214.22) : on ne peut plus en profiter pleinement quand le second volet est consacré au rôle de gauchissement.

1,122.4

#### Freins de piqué.

Sur certains appareils spéciaux, où la limitation de la vitesse en piqué a beaucoup d'importance (notamment avions de bombardements en piqué, planeurs de vol à voile) la voilure est équipée de freins aérodynamiques destinés à augmenter beaucoup la traînée dans ce cas de vol.



Nous ne faisons que les mentionner ici pour mémoire, et nous les étudierons systématiquement ci-après au Chapitre III (voir en 3,24), car ils peuvent intéresser d'autres parties de l'avion que la voilure.

---

## 1,2 - GROUPES MOTOPROPULSEURS

---

La disposition des groupes motopropulseurs est après la voilure l'un des éléments qui ont le plus de répercussions sur la formule générale de l'appareil.

### 1,20 GÉNÉRALITÉS

#### 1,201 Hélices tractives et propulsives.

Les groupes motopropulseurs sont soit tractifs, lorsque l'hélice est située en avant du moteur, soit propulsifs, lorsque l'hélice est située en arrière.

La première disposition présente des avantages au point de vue du centrage (1), puisqu'elle a pour effet de mettre les moteurs, qui sont un des poids lourds de l'appareil, relativement en avant. Elle a aussi des avantages au point de vue de la garde d'hélice (v. ci-après : 1,202).

Les hélices propulsives, par contre, mettent moins d'éléments du planeur dans leur souffle. Or, les éléments du planeur situés dans le souffle d'hélice constituent des traînées parasites supplémentaires puisqu'ils sont soumis à une vitesse relative plus élevée. Donc, au point de vue des performances, la disposition propulsive présente certains avantages (2); elle en comporte aussi, dans le cas des monomoteurs, pour la visibilité vers l'avant. Elle conduit presque nécessairement, pour assurer la garde d'hélice, à la solution de l'atterrisseur tricycle (exemples : bimoteur Bell « Airacuda », bimoteur Fokker D 23, etc.).

Mais cette disposition soulève une grave difficulté de principe, tenant au fait que les vitesses aérodynamiques au bord de fuite ne sont pas les mêmes à l'extrados et à l'intrados : l'hélice travaille alors juste à la surface de séparation de deux nappes fluides animées de vitesses différentes, d'où peuvent résulter de fortes vibrations. C'est surtout vrai lorsqu'on fait fonctionner juste en avant de l'hélice des hypersustentateurs du bord de fuite. Notons enfin que le centrage est souvent difficile à assurer et que, de plus, une hélice propulsive se trouvant presque toujours derrière une roue de l'atterrisseur (c'est le cas des deux appareils précédemment cités) il est délicat de lui éviter les projections de pierres.

(1) Voir renvoi (1) du paragraphe 1,121.131.

(2) Et aussi d'ailleurs quelques inconvénients, notamment le moins bon travail aérodynamique de l'hélice dans le sillage de l'aile (indépendamment des risques de vibrations dont nous allons parler) et la perte de l'appoint de  $C_p$ , utile surtout au décollage, que dans la disposition tractive le souffle d'hélice développe sur la voilure.

1,202

Garde d'hélice.

Les hélices, qui tournent à une vitesse très élevée, doivent pour des raisons de sécurité rester dans tous les cas possibles à une distance suffisante de tout obstacle solide, qu'il s'agisse d'une autre partie du planeur ou du sol lui-même.

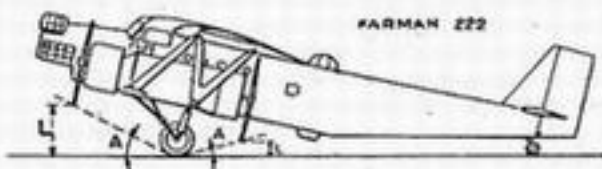
1,202.0

La garde d'hélice par rapport au sol dépend de l'assiette <sup>(1)</sup> de l'avion et doit être considérée pour les valeurs extrêmes que celle-ci peut prendre en service normal : le cas où l'avion roule « en ligne de vol » <sup>(2)</sup> pour le décollage conditionne les groupes motopropulseurs tractifs (garde avant), et le cas du « cabré » maximum (atterrissage pour tous les avions, même tricycles — Cf. 1,532.4 — et roulement au sol pour les atterrisseurs dits « classiques » à roue arrière unique) conditionne les groupes motopropulseurs propulsifs (garde arrière).

Dans chacun de ces cas, on distingue deux sortes de gardes d'hélice (v. fig. 1,202.0) : la garde linéaire, qui est la distance  $L$  au sol du point bas du



Gardes d'hélice en ligne de vol



Gardes d'hélice au sol

Fig. 1,202.0

cercle d'hélice, et la garde angulaire, qui est l'angle dièdre  $A$  défini par le sol et le plan joignant le point bas du cercle d'hélice au point de contact des roues avec le sol.

Pour obvier à tous les risques on mesure également ces gardes lorsque l'ensemble du système de suspension est complètement écrasé, c'est-à-dire amortisseurs à fond de course et pneumatiques entièrement aplatis, de façon à obtenir le cas le plus défavorable. Ceci correspond, par exemple, au cas où l'avion roulant très vite passe sur une bosse de terrain qui aplatit complètement son système amortisseur.

1,202.1

Les conditions minima de garde admises en France sont, pour une hélice tractive, 30 cm. pour la garde linéaire et 10 degrés pour la garde angulaire, l'avion étant en ligne de vol et l'ensemble de la suspension sous sa charge normale (chiffres portés par dérogation à 25 cm. et 8°30 dans le cas d'hélices métalliques ou, pour toute hélice, dans le cas d'un monoplace de chasse); la suspension complètement écrasée, la garde linéaire doit rester d'au moins 10 cm. Pour les hélices propulsives, la seule condition imposée est une garde linéaire d'au moins 10 cm, l'ensemble de la suspension étant écrasé. La garde minimum par rapport à toute autre partie du planeur est également de 10 cm.

Pratiquement la garde linéaire  $L$  est fondamentale, car elle a pour objet de

(1) Voir la signification de ce mot à l'Annexe XIII.

(2) Cette expression signifie en général, et sauf spécification contraire : « axe de traction horizontal » — v. ci-après (réf. 1,203) la question du calage de l'axe de traction.

protéger l'hélice contre les inégalités de terrain, contre lesquelles le pilote est sans défense. L'intérêt de la garde angulaire  $A$  est surtout, dans le cas de la garde avant (moteur tractif), de pardonner plus aisément certaines erreurs de mise en ligne de vol de l'appareil. En effet, le pilote qui met le manche en avant, au début du roulement de décollage, risque de dépasser l'effet désiré et de basculer l'avion au delà de la ligne de vol correcte, s'il est surpris par la facilité avec laquelle l'appareil lève la queue — facilité qui est liée à l'efficacité de la commande de profondeur au départ, et à l'angle de garde de l'atterrisseur (v. ci-après : 1,510.2). Ces éléments sont en effet variables d'un avion à l'autre. A égalité de garde linéaire, l'existence d'une garde angulaire notable (hélice pas trop en avant) pardonne davantage ce genre d'erreur. Nous verrons que dans le cas des atterrisseurs tricycles l'assiette invariable supprime la considération de garde angulaire.

1,202.2

Pour les hydravions, on est obligé de disposer les groupes motopropulseurs assez haut pour éviter que les hélices viennent frapper l'eau ou soient touchées par les embruns qui sont rejetés par la coque.

A cet égard, on peut signaler en passant la solution originale adoptée pour la garde arrière sur le Dornier 26, hydravion quadrimoteur à deux tandems latéraux (v. fig. 1,202.2). Lorsque l'hydravion est cabré à l'amerrissage, ou avant de passer sur le redan au décollage, les hélices arrière se trouvent très bas. Comme

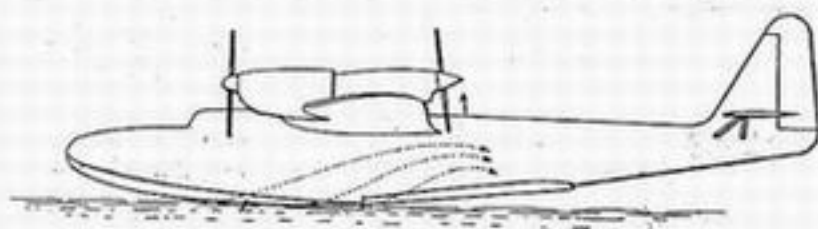


Fig. 1,202.2.  
Hydravion Dornier 26.

en même temps, c'est à l'arrière que la coque rejette le maximum d'eau, Dornier a imaginé de rendre mobiles les bâtis moteurs arrière, dont tout l'ensemble pivote autour d'une charnière. Avant de commencer le décollage (ou avant d'amérir) on relève donc les moteurs arrière d'un angle appréciable, et les hélices sont ainsi à l'abri de l'eau. En vol un dispositif de commande rabaisse les moteurs à leur position normale.

Une disposition de ce genre ne serait pas impossible même sur des avions terrestres quadrimoteurs en tandem pour assurer la garde d'hélice arrière. Néanmoins, si elle est ingénieuse, elle est assez lourde et il ne semble pas qu'elle soit à préconiser, surtout s'il s'agit, comme sur le Dornier 26, de soulever tout l'ensemble du groupe motopropulseur. Cette solution serait plus abordable dans le cas de transmissions à distance (notamment celles comportant un renvoi d'angle, comme celle récemment proposée en Amérique par Continental) qui permettraient de n'avoir à soulever angulairement que l'hélice et non l'ensemble du moteur.

1,203

#### Calage de l'axe de traction.

L'axe de traction est généralement calé de telle sorte qu'il soit parallèle à la vitesse de l'avion dans le vol d'utilisation (v. fig. 1,203). Les conditions du vol d'utilisation, comme nous l'avons déjà vu pour le

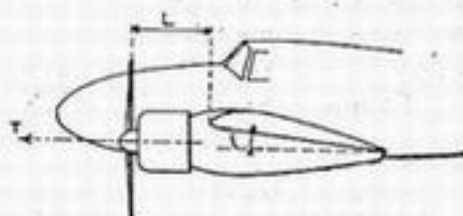


Fig. 1,203.



calage de la voilure (réf. 1,121.31), varient suivant la catégorie de l'appareil.

Ce principe de calage subit quelquefois des retouches du fait d'autres considérations : garde d'hélice, position en hauteur de l'axe de traction par rapport au centre de gravité, qui intervient dans la stabilité longitudinale, etc.

#### 1,204 Emplacement du groupe motopropulseur en présence d'une aile.

En hauteur, on dispose le fuseau-moteur de manière à apporter le moins de perturbation possible à l'extrados qui est la surface la plus délicate d'une aile. On adoptera donc un fuseau-moteur tangent à l'extrados (v. fig. 1,203), et débordant au besoin largement sous l'intrados si les dimensions du moteur ou de l'atterrisseur l'exigent.

Dans la vue en plan on dispose habituellement l'hélice le plus loin possible (au moins 30 % de la profondeur d'aile) en avant du bord d'attaque, afin de diminuer les interactions fâcheuses entre l'hélice et la voilure.

Toutefois, les règles empiriques qui viennent d'être indiquées ne doivent pas être considérées comme suffisantes. Surtout depuis l'apparition des moteurs puissants, des hélices en tandem, etc., le choix correct de la position de l'hélice et du calage de l'axe de traction prend une importance de plus en plus grande et doit être approfondi par des essais en soufflerie sur maquette motorisée.

### 1,21 — MONOMOTEURS

1,211 La disposition avec le moteur à l'avant (hélice tractive) est la disposition la plus classique et de loin la plus répandue pour les monomoteurs.

La disposition avec l'hélice propulsive entraîne de grosses conséquences au point de vue de la formule générale de l'avion. Elle oblige en général à adopter un fuselage bi-poutre (v. fig. 1,211 A).

Les avantages considérables qu'elle offre pour la visibilité en feraient la solution idéale pour le monoplace de chasse ou de bombardement en piqué, si elle ne présentait en contrepartie pour l'évacuation en parachute, indispensable pour un appareil de combat, des difficultés considérables, auxquelles on ne voit pas d'autre solution que l'éjection violente du pilote avec son siège, sous l'action d'une cartouche explosive — solution adoptée, pour d'autres raisons, par les Allemands sur tous leurs monoplaces à réaction (1).

On peut installer un moteur propulsif sur un monomoteur classique sans faire un avion bi-poutre, mais il faut alors le surélever beaucoup. C'est la solution couramment adoptée sur les hydravions monomoteurs propulsifs pour obtenir la garde d'hélice nécessaire par rapport à l'eau. On obtient alors la silhouette classique du biplan Schreck FB A 17, par exemple (v. fig. 1,211 B).

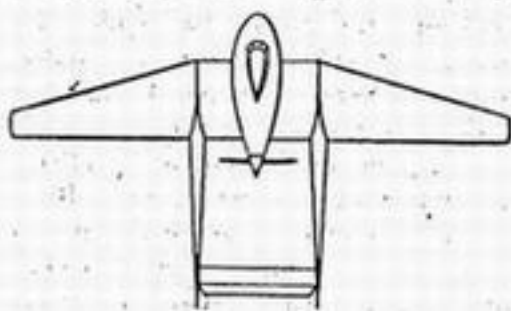
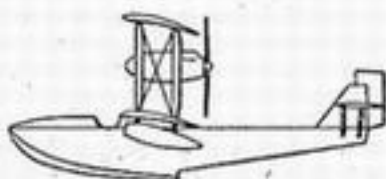


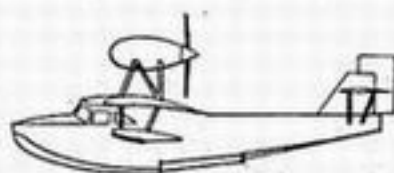
Fig. 1,211 A.

(1) Le largage même de l'hélice, qui a pu être réalisé pour l'hélice arrière du Dornier 335 bimoteur parce que celle-ci se trouve derrière les empennages, ne saurait être ici retenu.

Lorsque l'hydravion est monoplan, si le plan est très surélevé la même installation dans la voilure est possible. Dans le cas contraire, on est conduit à installer une sorte de pylône destiné à porter le groupe moto-propulseur (v. fig. 1,211 C).



Hydravion biplan monomoteur  
Fig. 1,211 B.



Hydravion monoplan monomoteur  
Fig. 1,211 C.

1,212 On peut enfin disposer le moteur à l'intérieur de l'avion, en lui faisant actionner l'hélice à distance par une transmission. L'hélice est alors généralement tractive car cette solution concilie les commodités présentées par les moteurs tractifs pour la garde d'hélice et les avantages de visibilité des moteurs propulsifs. C'est le cas de l'avion de chasse Bell « Airacobra » (3 4, p 17).

Cette disposition a en outre l'avantage de diminuer beaucoup l'inertie longitudinale de l'avion, car le poids principal, le moteur, se trouve ainsi au voisinage immédiat du centre de gravité.

Elle permet aussi d'entraîner deux hélices tournant en sens inverse (1) avec un seul moteur, même non spécialement prévu pour cela, puisque l'arbre aboutit à une boîte de transmission entièrement extérieure au moteur et qui peut être conçue comme un réducteur double.

## 1,22 — BIMOTEURS

### 1,221 Bimoteurs latéraux.

La formule classique des bimoteurs est celle comportant deux fuseaux moteurs latéraux tractifs. Ces moteurs peuvent être portés par l'aile elle-même — c'est le cas général des monoplans cantilever — ou par des nacelles situées au-dessous de l'aile : c'est le cas fréquent des monoplans haubanés (Potez 540 - v. fig. 1,112.21 B).

Les moteurs latéraux peuvent aussi dans certains cas être propulsifs, comme dans l'avion américain tricycle déjà cité Bell « Airacuda » (v. fig. 1,221) dans lequel cette disposition permet d'assurer un meilleur champ de tir vers l'avant, chaque fuseau-moteur comportant un habitacle à l'avant avec des armes.

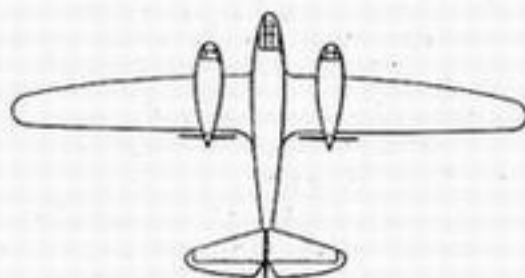


Fig. 1,221.  
Bell « Airacuda ».

### 1,222 Bimoteurs coaxiaux.

On peut aussi disposer les deux moteurs coaxialement.

1,222.0 Cette disposition est beaucoup plus intéressante au point de vue des performances. En effet, elle économise — au grossissement près, d'ailleurs faible, du

(1) Nous verrons en 3,321.1 que cela permet de supprimer le « couple de renversement » ou couple de réaction d'hélice, ce qui est très avantageux pour les qualités de vol.

fuselage — toute la traînée supplémentaire due aux fuseaux-moteurs, et donne une silhouette extérieure qui est celle d'un monomoteur avec la puissance d'un bimoteur. C'est le meilleur et à peu près le seul moyen d'arriver à augmenter notablement les performances, en passant du monomoteur au bimoteur sans changer le type du moteur.

En effet, si l'on passe d'un monomoteur à un bimoteur avec deux moteurs latéraux de même puissance que le premier, on n'obtient qu'un gain de vitesse assez faible, inférieur à 10 % dans les meilleures conditions, à cause de la traînée supplémentaire qu'apporte le nouveau moteur et qui, se conjuguant avec l'accroissement de poids, finit par absorber presque entièrement l'augmentation de 100 % de la puissance.

Au contraire, dans le cas d'un bimoteur à moteurs coaxiaux, l'augmentation de poids subsiste — encore est-elle un peu moindre — mais pas l'augmentation de  $C_x$  due à la présence des fuseaux-moteurs latéraux (1).

La disposition coaxiale des moteurs se présente mieux, également, pour le vol avec un moteur stoppé, tant au point de vue des performances (aucune augmentation de traînée due à la dissymétrie ne vient aggraver la difficulté de tenir l'avion en palier avec la puissance réduite dont on dispose) qu'au point de vue de la facilité de pilotage, qui reste sensiblement (ou identiquement, si les deux hélices continuent à être entraînées) la même qu'avant l'arrêt du moteur en panne.

1,222.1

L'installation de deux moteurs coaxiaux peut se faire sans utiliser de transmission. C'est la solution du Fokker D 23 (v. fig. 1,222.1), avec un moteur à l'avant, entraînant directement une hélice tractive, et un second moteur identique, mais retourné, disposé à l'arrière et entraînant directement, sans transmission, une hélice propulsive qui tourne évidemment ainsi en sens contraire de l'hélice avant, sans qu'il soit besoin de faire appel à des moteurs de sens de rotation contraires. C'est la solution la plus simple pour les groupes motopropulseurs, mais non pour le planeur, pour lequel on retombe dans les difficultés déjà signalées à propos de l'hélice propulsive des monomoteurs : la solution du fuselage bi-poutre devient nécessaire — à moins que le tandem soit fortement surélevé, dans une aile parasol ou au-dessus de la voilure, ce qui est le cas général des hydravions (bimoteur coaxial Dornier 18 par exemple).

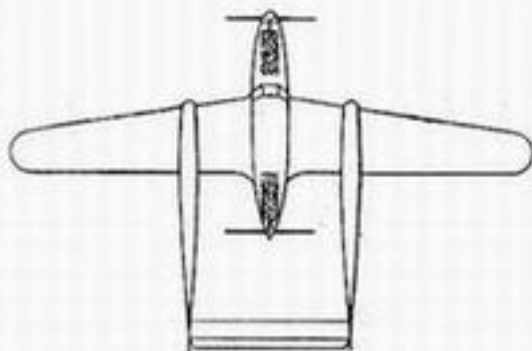


Fig. 1,222.1.  
Fokker D 23.

1,222.2

On peut encore, pour un bimoteur disposé coaxialement, utiliser une transmission à distance. C'est le principe de l'hydravion Macchi MC 72, déjà ancien, du record mondial de vitesse pure d'Agello, qui comportait deux moteurs, l'un derrière l'autre, entraînant deux hélices tournant en sens inverse, au moyen d'une transmission qui transmettait la puissance du second moteur par-dessous le premier jusqu'aux hélices (v. fig. 1,222.2).

D'autres transmissions peuvent également être imaginées.

(1) Il faut reconnaître, pour être juste, qu'en contrepartie l'habitacle est beaucoup moins dégagé et moins utilisable (visibilité moins bonne, etc.).



En particulier, si le moteur avant est un moteur-canon, c'est-à-dire s'il possède un alésage creux qui le traverse de part en part, on peut faire passer dans cet alésage l'arbre de transmission qui amène la puissance du moteur arrière. C'est la disposition de la transmission française de M. l'Ingénieur Général Vernisse, de l' Arsenal de l'Aéronautique, dans laquelle d'ailleurs les deux moteurs peuvent être placés soit dans le même sens, soit dos à dos pour compléter la symétrie.

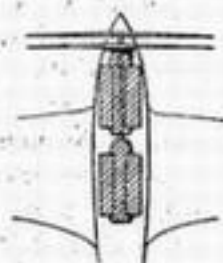


Fig. 1,222.2.

1,222.3

Ce qui précède se rapporte aux transmissions axiales (moteurs situés exactement l'un derrière l'autre).

On peut aussi accoupler deux moteurs situés non plus l'un derrière l'autre, mais côte à côte, au moyen d'une transmission dont les arbres, au lieu d'être concentriques, sont décalés latéralement; exemples : transmissions NCT 1 (arbres légèrement convergents - v. fig. 1,222.3) et T 3.000 (arbres parallèles) de la Société Nationale de Constructions aéronautiques du Centre.

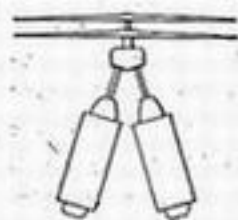


Fig. 1,222.3.

Transmission NCT 1  
(schéma).

Dans le même esprit, le groupe moteur allemand Daimler-Benz 610 est composé de deux moteurs DB 605 placés côte à côte avec leurs arbres parallèles, et un basculement dans la vue de face pour rapprocher les deux arbres et diminuer l'encombrement latéral.

## 1,23 — MULTIMOTEURS

1,231

### Trimoteurs.

Les moteurs sont généralement disposés en bataille, l'un à l'avant du fuselage, les deux autres sur des nacelles latérales, disposition classique.

On peut également mettre deux moteurs latéraux tractifs et un moteur central propulsif, ce qui suppose un avion bi-fuselage (exemple Blériot 125). Cette disposition est pratiquement abandonnée aujourd'hui, quoique on la trouve encore sur l'hydravion allemand bi-poutre Blohm und Voss BV 138.

L'inverse (moteur central tractif et moteurs latéraux propulsifs) entraînerait moins de complications et conserverait l'essentiel des facilités de centrage dont peut se réclamer la solution précédente : en effet la charge mobile (passagers, fret, ou bombes) au lieu d'être nécessaire à l'arrière pour équilibrer le poids des moteurs tous situés à l'avant dans la solution classique, peut être ramenée au voisinage du centre de gravité, et ses fluctuations deviennent sans importance pour le centrage de l'appareil.

1,232

### Quadrimateurs.

La disposition la plus classique consiste à installer les moteurs en bataille sur le bord d'attaque de la voilure, à raison de deux de chaque côté (v. fig. 1,232). C'est la disposition du Bloch 161, des hydravions Short « Empire », des quadrimateurs Douglas, Boeing, Consolidated, etc., etc...

On peut aussi disposer les moteurs en

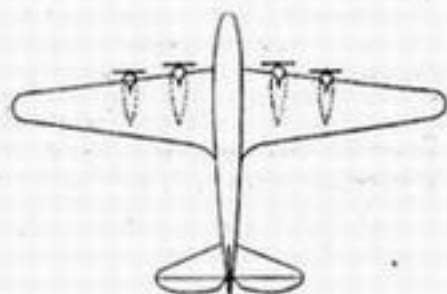


Fig. 1,232.

deux tandems latéraux. Ces tandems peuvent être réalisés par simple juxtaposition des deux moteurs, sans transmission ; ils comportent alors une hélice à l'avant et une autre à l'arrière ; c'est le cas des Farman 221, 222, 223, Dornier 26, hydravions Lioré 47, et Latécoère 300 « Croix du Sud ». Ils peuvent aussi être des accouplements de moteurs : les hélices sont alors en avant ; c'est le cas du prototype français d'avion de transport stratosphérique Bréguet 1011, utilisant de chaque côté une transmission concentrique Vernisse — ou du quadrimoteur de bombardement allemand Heinkel 177, dont les deux groupes moteurs latéraux comportent chacun un ensemble DB 610 du type décrit ci-dessus.

### 1,233 Nombre de moteurs supérieur à quatre.

Lorsque l'appareil a plus de quatre moteurs on s'arrange, en général, pour lui donner le plus de tandems possible afin d'éviter d'éloigner trop les moteurs du plan de symétrie de l'avion (car cela compliquerait le pilotage en cas de panne du moteur considéré) et de multiplier les traînées parasites de fuseaux-moteurs.

Autrefois, ces tandems étaient souvent disposés au-dessus de l'aile : on se rappelle l'exemple célèbre du Dornier DoX qui avait douze moteurs, en six tandems de deux moteurs, situés tous au-dessus de l'aile. Cette disposition est à éviter : outre qu'elle multiplie les résistances passives et les interactions, elle abîme l'extrados, qui est la partie la plus sensible de la voilure. Actuellement on dispose les moteurs dans l'aile.

On a longtemps cherché à grouper les moteurs le plus près possible du plan de symétrie de l'appareil, afin de réduire leur excentrement dans le cas de vol avec un moteur stoppé : ceci conduit pour un hexamoteur à la disposition de la fig. 1,233 réalisée par exemple sur l'hydravion Latécoère 521 « Lieutenant-de-Vaisseau-Paris ».

Mais les dispositions de tandems affectant le bord de fuite tendent à être abandonnées. Les hexamoteurs plus modernes, comme les gros hydravions Latécoère 631, SE 200, Blohm und Voss 222, ont les 6 moteurs disposés en bataille le long du bord d'attaque. Si l'on veut grouper les moteurs, on s'adresse plutôt aux transmissions permettant d'entraîner des hélices situées toutes à l'avant. Les avions comportent alors un nombre apparent de fuseaux-moteurs inférieur au nombre réel des moteurs : la moitié, dans l'état actuel des transmissions, où les moteurs sont accouplés deux à deux — peut-être le quart, ou même moins encore, si les moteurs viennent à être accouplés quatre par quatre, ou davantage, dans de véritables chambres des machines.

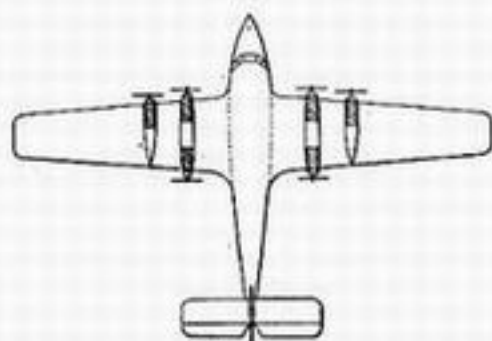


Fig. 1,233.

## 1,3 - FUSELAGE

1,30 Le rôle essentiel du fuselage est de réunir la voilure aux organes de manœuvre que constituent les empennages. On en profite généralement pour le rendre habitable mais ce n'est cependant pas toujours le cas, puisqu'il existe des avions, généralement bimoteurs, comportant deux poutres de réunion trop minces pour être habitables, auxquelles il faut alors ajouter une sorte de nacelle centrale pour l'équipage : monoplaces de chasse Lockheed P 38 « Lightning » et Fokker D 23, avions de reconnaissance Fokker G 1 et Focke-Wulf 189, hydravion trimoteur Blohm und Voss BV 138, etc...

Entre ces « bifuselages » et les gros fuselages ordinaires, on peut voir une solution intermédiaire dans certains monofuselages à poutre arrière plus ou moins amincie, dont un des exemples les plus poussés a été le Bréguet 27 (v. fig. 1,113 B) et dont nous verrons en 1,322.1 deux autres cas moins extrêmes (Amiot 143, Handley-Page « Hampden »), ayant pour but l'installation de décrochements pour améliorer les champs de tir.

Rappelons enfin, pour mémoire, quelques dispositions spéciales déjà anciennes, comme les bifuselages (prototype de transport trimoteur Blériot 125 — Cf. 1,231) et les « poutres de réunion », sorte de mâture à claire-voie portant les empennages de certains hydravions à coque courte (Sikorsky 42, Savoia-Marchetti S. 55).

Dans l'étude qui va suivre, nous aurons surtout dans l'esprit le monofuselage ordinaire de forte section, mais certaines observations faites valent aussi pour les autres formules particulières qui viennent d'être évoquées.

### 1,31 SECTION

La forme de la section du fuselage obéit à diverses raisons. L'une des plus importantes est assurément la recherche du maître couple minimum; une fois inventorié ce qu'il est nécessaire de loger dans l'avion, on cherche à l'enrober avec la forme de coque la plus ramassée. Mais il faut aussi faire place à d'autres considérations : ainsi pour les avions de chasse la visibilité vers le bas conduit à des sections fuyantes, plus ou moins piriformes. Et pour tous les avions, il est indispensable de tenir le plus grand compte des écoulements aérodynamiques autour de la coque, notamment aux grands angles d'incidence.

En effet, les empennages qui servent aux fonctions essentielles de stabilité et de maniabilité se trouvent alimentés par de l'air qui a circulé autour du fuselage.

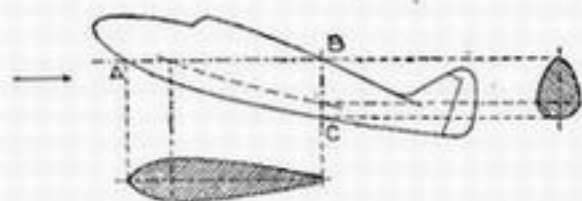


Fig. 1,31.

Il est important que le fuselage se prête à une circulation optimale, même aux grands angles d'incidence. On cherche souvent à lui donner une forme telle que sa section par des plans horizontaux lorsque l'aile est à l'angle d'incidence du plafond, ou même au C, maximum, ne s'éloigne pas trop

d'un profil d'aile ou d'un corps fuselé convenable, ce qui conduit à donner au fuselage des sections plutôt piriformes que tout à fait elliptiques (v. fig. 1,31).



Mais il s'agit d'une simple tendance utile plutôt que d'une considération rigoureuse, car bien entendu l'écoulement aérodynamique autour de l'avion dans ces conditions de vol n'a aucune raison d'être un écoulement à deux dimensions, parallèle au plan horizontal.

## 1,32 PLAN ET PROFIL

### 1,321 Forme générale.

1,321.1 Les fuselages tendent souvent à prendre la forme de profils d'aile, ceci dans le but d'obtenir des interactions favorables (v. ci-après, en 3,222). La voilure et le fuselage ont alors, vus de profil, une allure générale similaire — aux décrochements près nécessités par les pare-brises du pilote et autres questions de visibilité ou d'armement.

1,321.2 Cependant, on constate aussi — surtout chez les Américains — une tendance à épaissir les fuselages vers l'arrière pour augmenter le volume logeable; la rigidité en flexion et surtout en torsion en bénéficie également.

Il arrive aussi que dans un but militaire on conserve à un fuselage une section importante jusqu'à l'extrémité en vue d'y placer une tourelle de queue. Les qualités aérodynamiques du fuselage en sont abîmées sur des appareils de tonnage relativement petit (exemple : avion de bombardement anglais Vickers-Armstrongs « Wellington » - v. fig. 1,321,2); mais elles redeviennent tout à fait acceptables sur des appareils de très gros tonnage (exemple : hydravion Short « Sunderland », version militaire du Short « Empire » déjà cité plus haut); le rapport des dimensions d'un homme et de l'appareil devient alors tel que la pointe arrière peut être habitable tout en conservant une silhouette aérodynamique d'ensemble correcte.

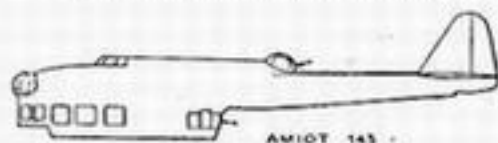


"VICKERS "WELLINGTON"  
Fig. 1,321.2.

### 1,322 Décrochements.

1,322.1 D'une manière générale, dans le dessin des fuselages, il est souhaitable, au point de vue aérodynamique, d'éviter autant qu'on le peut tous les décrochements (Cf. 3,12). Malheureusement ceux-ci sont parfois tout à fait nécessaires pour l'utilisation de l'appareil, par exemple dans un avion militaire pour assurer les champs de tir et de guet indispensables. Nous reviendrons sur cette question à titre général en 2,125.2; bornons-nous à dire ici quelques mots de ses répercussions sur le dessin des fuselages.

On a d'abord adopté des dispositions dans le genre de celle de l'Amiot 143



AMIOT 143 -  
Fig. 1,322.1 A.



HANDLEY PAGE "HAMPDEN"  
Fig. 1,322.1 B.

(v. fig. 1,322.1 A) ou du Handley-Page « Hampden » (v. fig. 1,322.1 B) avec un décrochement au-dessous pour assurer le tir inférieur arrière et un décrochement

en haut pour assurer le tir supérieur, avec des champs de tir suffisamment dégagés.

1,322.2

Depuis longtemps déjà les constructeurs se sont efforcés de réduire l'influence néfaste de ces décrochements sur les qualités aérodynamiques du fuselage en les réalisant escamotables.

Dès 1934 par exemple, l'avion de reconnaissance et de bombardement léger Bloch 131 avait une tourelle supérieure escamotable, effacée à l'intérieur du fuselage pendant le vol de croisière et ne sortant qu'au moment du tir (1).

Plus récemment, les Russes ont réalisé, sur le bombardier bimoteur léger PE 2, un poste de tir inférieur arrière (V. fig. 1,322.2 A) dans lequel on ne sort

au dehors que les armes proprement dites, le tireur restant à plat ventre à l'intérieur du fuselage et visant par l'intermédiaire d'un périscope. Pour le vol de croisière, l'ensemble pivote autour des tourillons représentés à droite de la figure et, avec l'aide des ressorts, bascule vers l'intérieur à travers la trappe d'escamotage représentée en pointillé.

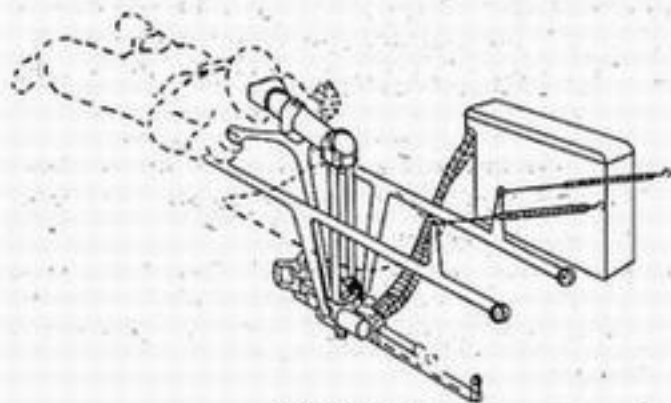


Fig. 1,322.2 A.

Poste de tir inférieur arrière du bimoteur russe PE 2 en position de tir (d'après Flyg).

inconvenients évidents au point de vue militaire : c'est une opération qui demande un certain temps et ne permet pas une mise en batterie immédiate en cas de surprise — et surtout le guet, qui s'effectue en général des postes de tir, est presque toujours très mal assuré lorsque ceux-ci sont escamotés.

On a donc cherché à faire l'inverse en noyant les tourelles fixes dans des carénages escamotables plus légers, donc plus faciles à mouvoir rapidement. C'est le cas du Boulton and Paul « Defiant » dont la disposition générale est la suivante (v. fig. 1,322.2 B). Entre le pilote et la tourelle d'une part, et derrière la tourelle d'autre part, se trouvent des carénages en quelque sorte postiches qui s'escamotent automatiquement. Le tireur arrière n'a pas à s'en occuper : le seul fait de mouvoir la tourelle provoque l'escamotage instantané de ces carénages par une commande pneumatique quand l'arme arrive dans la zone qu'ils occupent.

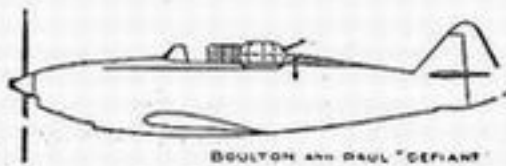


Fig. 1,322.2 B.

1,322.3

Comme exemple de suppression de décrochements, on peut citer l'évolution technique intéressante montrée par l'avion de bombardement allemand Heinkel 111, dont la forme de fuselage a beaucoup évolué à ce point de vue depuis sa création.

Le fuselage du Heinkel 111 B initial comportait un décrochement très net

(1) Cette disposition est restée courante pour les postes de tir inférieur arrière. Exemples : cuves escamotables du Liore 451, du Vickers-Armstrongs « Wellington », du Heinkel 111 H, etc...

Ceci mis à part: le PE 2 s'enflammait facilement sous les feux de l'adversaire. Le « Defiant » ex 1940-41, la surprise était une proie facile pour les chasseurs adverses.

pour le poste pilote (v. fig. 1,322.3). Dans les variantes plus évoluées, 111 H et ultérieurement 111 K, tout l'ensemble de l'ancien fuselage se trouve enrobé dans un corps fuselé général de plus gros maître couple peut-être, mais de profil bien meilleur. Le pilote est entièrement à l'intérieur de l'avion, sa visibilité est assurée vers l'avant par de grands panneaux transparents qui occupent toute la partie avant

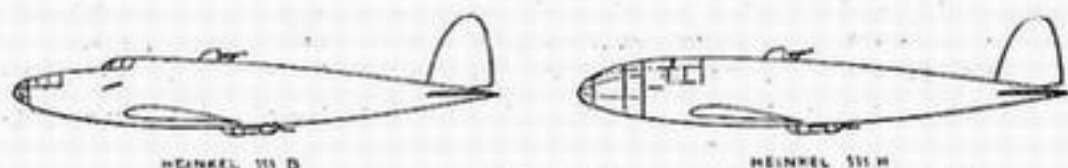


Fig. 1,322.3.

du fuselage. Cette disposition a certainement fait gagner des performances à l'appareil, en même temps qu'elle a facilité l'habitabilité du fuselage et la circulation intérieure, en augmentant son volume utile. Le seul inconvénient au point de vue de l'utilisation est l'obliquité des vitrages qui assurent les vues du pilote vers l'avant. Une disposition spéciale permet d'ailleurs à celui-ci d'occuper une position surélevée dans laquelle sa tête passe à travers une large trappe supérieure du fuselage. Nous y reviendrons en 6,511.4.

## 1,4 - EMPENNAGES

### 1,40 HISTORIQUE

Aujourd'hui les empennages comportent très généralement une partie fixe et une partie mobile. Il n'en a pas toujours été ainsi. On a vu sur certains avions des empennages qui ne comportaient que des parties mobiles. Tels étaient pendant la guerre de 1914-1918 le Salmson 2 A 2 et l'avion A. R.

On s'est vite aperçu que la disposition avec plans fixes était préférable, notamment pour la stabilité, et on a abouti à la formule actuelle que nous allons maintenant décrire.

### 1,41 EMPENNAGES HORIZONTAUX

Ils comprennent une partie fixe, appelée plan fixe horizontal (et souvent par abréviation « plan fixe ») et une partie mobile, appelée volet, gouvernail, ou plus souvent gouverne, de profondeur.

#### 1,411 Emplacement.

##### 1,411.1 *En hauteur.*

L'emplacement des empennages horizontaux doit être choisi de telle sorte qu'ils soient dégagés du sillage de l'aile dans tous les cas de vol et notamment aux grandes incidences. Il règne en effet dans ce sillage des vitesses moindres,



qui diminueraient l'efficacité de l'empennage, et surtout des discontinuités et tourbillons qui engendrent des vibrations ou battements, bien connus sous le nom de « buffeting » (v. ci-après : 3,121).

- 1,411.11 On est généralement conduit à un dégagement par-dessous pour les avions à aile haute. L'empennage est alors le plus souvent situé dans le prolongement de la corde d'aile : aux grands angles d'attaque il se trouve dégagé par-dessous la voilure (v. fig. 1,411.11) malgré la déflexion vers le bas (non représentée sur la figure) imprimée par l'aile au sillage (1). Le dégagement par-dessous n'est



Aile haute  
Fig. 1,411.11.



Aile basse  
Fig. 1,411.12.

pas uniquement réservé à l'aile haute : ainsi le triplace de chasse prototype S E 100 (v. ci-après fig. 1,532.2) à aile moyenne présente un empennage situé assez près de la voilure et juste en-dessous.

- 1,411.12 Pour le dégagement par-dessus — c'est le cas de presque tous les avions à aile basse ou semi-basse — on reporte l'empennage horizontal au-dessus de la corde moyenne de l'aile (exemples : Lioré 45, Lockheed L. 18 « Lodestar » dont on a dû surélever encore l'empennage horizontal après les essais en vol) d'une quantité variable avec les avions, et que seuls des essais de soufflerie avec visualisation des écoulements et du sillage permettent de déterminer convenablement (2) dans chaque cas particulier. Pour indiquer un ordre de grandeur, le résultat auquel on est conduit se traduit en moyenne par l'existence d'un angle d'environ  $12$  à  $16^\circ$  entre la corde d'aile à l'emplanture et la droite qui joint les bords de fuite des profils d'emplanture de l'aile et de l'empennage horizontal (v. fig. 1,411.12).

Ceci a des répercussions sur la forme du fuselage, dont la vue de profil est presque rectiligne à la partie supérieure et au contraire très coudée ou incurvée à la partie inférieure pour reporter l'arrière du fuselage le plus haut possible, et assurer l'angle de dégagement désiré. Cette incurvation vers le haut de l'extrémité arrière du fuselage a pour effet secondaire de remonter la roue de queue ou la béquille, et donc d'augmenter l'incidence de l'aile à l'atterrissage lorsque l'avion repose au sol sur trois points (cf. 1,121.31), circonstance favorable puisqu'elle permet, à longueur de fuselage égale, de diminuer la hauteur de l'atterrisseur principal, et donc de faciliter son escamotage.

L'angle de dégagement, dont nous venons de parler, doit être considéré en chaque point de l'envergure. Si l'aile présente un dièdre accentué, ou une flèche négative notable du bord de fuite, le sillage, qui part de chaque point de ce dernier, conduit à avoir un empennage horizontal lui-même pourvu de dièdre (Lioré 45), bien que les raisons qui conduisent à donner du dièdre aux voilures ne s'imposent pas intrinsèquement pour les empennages.

(1) L'angle de déflexion est en effet nettement inférieur à l'angle d'incidence : pour les allongements usuels, il est de l'ordre de la moitié de l'incidence comptée à partir de la portance nulle.

(2) Encore les essais en vol ne confirment-ils pas toujours les résultats de soufflerie à ce point de vue.

1,411.2 En distance.

L'un des facteurs importants de l'efficacité des empennages horizontaux est leur bras de levier, caractérisé par leur distance à la voilure. C'est aussi l'élément qui conditionne la longueur du fuselage : il a donc une grosse répercussion sur la formule générale de l'avion.

En se plaçant à un point de vue purement statique, et en admettant bien entendu que toutes choses sont égales par ailleurs (notamment : mêmes profils d'ailes et d'empennages, même écoulement général d'ensemble, ce qui n'est pas vrai d'un avion à l'autre) on a souvent voulu caractériser l'efficacité d'un empennage horizontal par le rapport :  $sD/Sd$  dans lequel  $S$  et  $s$  sont les surfaces respectives de la voilure et de l'empennage,  $d$  est la profondeur moyenne de la voilure,  $D$  le bras de levier de l'empennage horizontal (par exemple distance de la charnière du volet de profondeur au centre de gravité de l'appareil). Le tableau général donné en 9,3 cite à titre d'exemple la valeur de ce rapport pour un grand nombre d'avions connus. On verra que, même en ne retenant que les appareils modernes, présentant des qualités de vol correctes, et faisant abstraction des valeurs extrêmes à caractère exceptionnel, il varie couramment du simple au double (0,4 à 0,8), ce qui confirme le caractère arbitraire de ce criterium et la fragilité des hypothèses sur lesquelles il repose et qui viennent d'être rappelées sommairement. Quoi qu'il en soit, il peut aider à faire un premier dégrossissage des dimensions générales des appareils.

Notons aussi que la distance  $D$  varie selon les avions entre 2,8 et 4 fois la profondeur de la corde *moyenne* de l'aile, exprimée par le rapport  $S/E$  de la surface à l'envergure.

1,412 Surface.

On adopte en général pour les empennages horizontaux une surface de 15 à 22 %<sup>(1)</sup> de la surface d'aile dans les formules classiques.

1,413 Profil.

Les empennages utilisent fréquemment des profils bi-convexes symétriques.

Puisque l'empennage horizontal est généralement sous-porteur dans la plupart des cas de vol, l'idée peut venir de mettre un profil de voilure renversé. Cette solution, appliquée par exemple sur le bombardier lourd allemand Heinkel 177 et sur le quadrimoteur américain Boeing B 29 « Superforteresse », est rationnelle mais elle ne s'est pas généralisée parce que, en fait, les portances sur l'empennage sont toujours relativement faibles. On préfère en général choisir des profils bi-convexes symétriques car ils donnent la trainée minimum et ont une portance suffisante.

1,414 Divers.

Il se pose une question de continuité du volet de profondeur, dans le cas d'un empennage bi-dérive, placé à la partie supérieure d'un fuselage qui se prolonge jusqu'au bord de fuite de l'empennage horizontal ou même un peu au delà. On voit, en effet, que lorsque le volet de profondeur se braque vers le bas il peut être ajusté le long des flancs du fuselage si ceux-ci sont à peu près rectilignes et verti-

(1) On trouve quelques exemples au-dessus de 22 % : ainsi le Bloch 175 où la proportion est 24 %.

caux, mais au contraire lorsqu'il se braque vers le haut, il s'ouvre entre les deux moitiés du volet de profondeur une discontinuité qui peut être fâcheuse pour les écoulements et nuire à l'action de la gouverne. Lockheed, dès l'avion « Electra » L 10, et depuis sur le « Lodestar » L 18, a eu l'idée ingénieuse de recouvrir le revêtement supérieur de la pointe arrière du fuselage d'un couvercle pivotant autour d'une charnière alignée avec celle du volet de profondeur. Ce couvercle déborde légèrement à droite et à gauche par deux petits « bords tombés » entraînés par la gouverne lorsqu'elle s'élève, et la continuité aérodynamique est ainsi rétablie.

## 1,42 EMPENNAGES VERTICAUX

Ils comprennent une ou plusieurs parties fixes, appelées dérives, et un nombre généralement égal de parties mobiles, appelées volets, gouvernes ou gouvernails, de direction.

1,421 Pour l'empennage vertical monodérive, il faut faire attention aux grandes incidences au sillage du fuselage, dont les formes prennent à ce point de vue une grosse importance, particulièrement au raccordement avec la dérive.

Les dispositions anciennes où l'empennage vertical était planté perpendiculairement sur un fuselage rectangulaire étaient très fâcheuses, et ceci d'autant plus que l'empennage était moins développé en hauteur (exemple : Wibault 282 et bien d'autres avions de son époque). L'implantation orthogonale sur un fuselage pointu comme un cigare, c'est-à-dire sur un corps de révolution, n'est guère meilleure : on la trouve par exemple sur de nombreux Heinkel.



Défectueuses

Correcte

Fig. 1,421.

Il est bien préférable de s'astreindre à réaliser la coque avec une évolution continue, les sections prenant progressivement l'allure fondue indiquée par la figure 1,421. Des exemples de raccords d'empennage vertical

bien étudiés sont donnés par certains avions de chasse, en particulier Dewoitine 500, Messerschmitt 109, Dewoitine 520.

1,422 Pour les multimoteurs, on cherche souvent à améliorer la stabilité et la manœuvrabilité dans le roulement au sol (ainsi que dans l'hydroplanage des hydravions) et les qualités de vol dans le cas d'un moteur stoppé, en adoptant la formule dite « bi-dérive », c'est-à-dire en dédoublant l'empennage vertical et disposant chacune de ses moitiés dans le souffle d'un groupe moto-propulseur latéral (exemples : Lioré 45 (3 37), Bloch 175 (3 6), Potez 63 (3 55), Petliakov PE 2 (3 54), Avro « Lancaster » (3 2), Handley-Page « Halifax » (3 28), etc...). C'est cependant loin d'être une règle générale; en particulier les multimoteurs tricycles, pour lesquels la première raison ne joue pas (1), sont souvent monodérives (exemples : Douglas D B 7, Martin B 26, Bell « Airacuda », Douglas B 19, etc...) mais aussi quelquefois bidérives (Consolidated B 24 « Liberator » (3 14), North American B 25 (3 51), etc.).

En définitive, ce sont souvent des considérations d'armement (dégagement

(1) Cf. ci-après 3,411.2.



du champ de tir arrière dans l'axe) qui prévalent pour l'adoption d'une bidérive sur les multimoteurs militaires.

Il y a intérêt à ce que ces dérives latérales soient situées aussi bas que possible, car la stabilité transversale en est améliorée, mais il ne faudrait pas cependant les mettre trop bas car elles tomberaient dans le sillage de l'aile. On est également limité, dans l'abaissement des dérives latérales, par la garde au sol : lorsque l'avion roule avec la queue basse à l'atterrissage il faut que les dérives aient une garde suffisante.

Il ne faut pas oublier d'ailleurs que les raisons aérodynamiques ou de champs de tir ne sont pas les seules à intervenir : de simples raisons d'encombrement, telles que hauteur prohibitive sous hangar d'une dérive unique remplaçant les dérives multiples, peuvent devenir prépondérantes pour les très gros appareils, surtout pour les tricycles ou les hydravions, dont la queue n'est pas en position basse dans la station normale au sol.

Le nombre des dérives peut d'ailleurs dépasser 2, comme dans les appareils à 3 dérives Avro « York » Lockheed « Constellation » (340), Boeing 314 « Clipper » (39-27), etc.

1,423

On cherche souvent à éviter pour l'empennage vertical le masque causé par l'empennage horizontal aux très grands angles d'attaque qu'on rencontre dans la vrille, et qui sont susceptibles de dépasser de beaucoup ceux, de l'ordre de 10 à 15°, que nous avons appelés jusqu'à présent « les grands angles », puisque l'angle d'incidence en vrille atteint parfois jusqu'à 45° et même 60° (vrille à plat). Certains pensent que l'une des causes de l'impossibilité de sortir des vrilles à plat réside précisément dans le fait que l'empennage vertical est sans action parce qu'il est masqué par l'empennage horizontal. Pour remédier à cet inconvénient on cherche à décaler un empennage par rapport à l'autre, en particulier à placer l'empennage vertical nettement en avant de l'empennage horizontal (v. fig. 1,423 A). C'est le cas de l'avion de chasse Fokker D 21, du bimoteur de Havilland « Mosquito » (29), et surtout du Blackburn « Skua », monomoteur de bombardement en piqué sur lequel ce décalage est considérable.

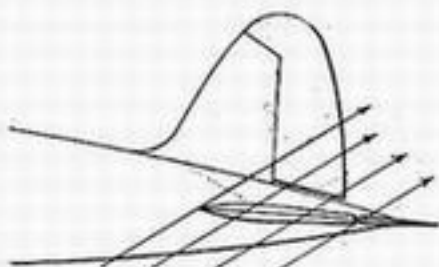
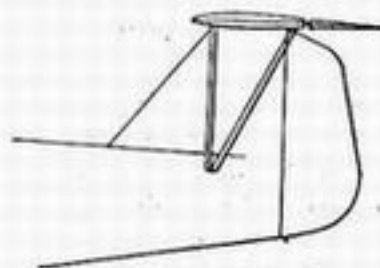


Fig. 1,423 A.

On peut aussi plus simplement disposer une partie importante de l'empennage vertical sous l'empennage horizontal. Nous avons vu dans le cas des bidérives que cette disposition est avantageuse aussi au point de vue de la stabilité latérale. Dans le cas du Lioré 45 (37) la partie de beaucoup prédominante de l'empennage vertical est sous l'empennage horizontal, ce qui est favorable contre la vrille.

Fig. 1,423 B.  
Darmstadt D 29.

On peut même aller encore plus loin, et mentionner à titre de curiosité la disposition d'un petit avion allemand d'entraînement, le Darmstadt D 29, où l'empennage horizontal est situé sur le sommet même de l'empennage vertical, avec des mâts obliques de soutien, bien entendu (v. fig. 1,423 B). Le monoplace bimoteur de chasse anglais Westland « Whirlwind » a aussi un empennage horizontal implanté très haut dans un empennage vertical de très grandes dimensions : le but recherché

ici est probablement à la fois de dégager l'empennage horizontal du sillage de la voilure, et d'avoir une grande surface verticale restant active en vrille. Il en est de même du Fairey « Barracuda ».

1,424

Notons enfin que les profils employés pour les empennages verticaux sont toujours des profils biconvexes symétriques à faible  $C_x$  sur les multi-moteurs symétriques; ils peuvent être parfois des profils dissymétriques, comme de véritables profils d'ailes, sur les monomoteurs (ex. : Morane 406) et sur les multi-moteurs à moteurs tournant dans le même sens, afin de compenser le couple moteur par une portance latérale sur la dérive (v. ci-après en 3,321.1).

La surface totale donnée aux empennages verticaux est généralement de 8 à 11 % de la surface totale de la voilure; c'est la valeur qui sur les avions classiques donne pratiquement une stabilité transversale correcte.

1,43

### EMPENNAGES EN V

On a cherché de tous temps à réduire la traînée des empennages, et on a pensé pour y arriver à un moyen ingénieux qui consiste, au lieu de séparer l'empennage vertical et l'empennage horizontal, à les réunir en un seul empennage en V, qui au point de vue de l'équilibre de l'avion se comporte comme l'ensemble de ses projections horizontale et verticale et au point de vue de la traînée comme l'hypoténuse, de longueur totale moindre. Si l'on représente vu de l'arrière un tel empennage (v. fig. 1,43) on voit immédiatement qu'avec seulement deux gouvernes de queue au lieu de trois, on peut arriver à produire les mêmes effets.

En effet, si les volets mobiles se déplacent dans le même sens (v. fig. 1,43 A), ils engendrent des forces dont les composantes horizontales s'annulent l'une

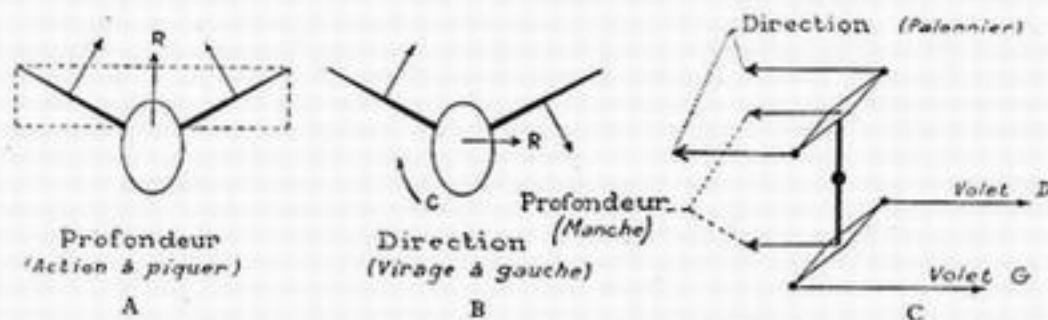


Fig. 1,43.

l'autre et qui ont une résultante verticale produisant un effet de gouverne de profondeur.

Au contraire, si on les commande différenciellement (v. fig. 1,43 B), c'est-à-dire que le volet de gauche s'abaisse pendant que celui de droite s'élève, on renverse l'une des deux forces et on obtient un ensemble qui se traduit par une force horizontale produisant un effet de direction. Mais l'ensemble n'étant pas, comme dans le cas précédent, symétrique par rapport à un plan parallèle à la direction de la résultante, cette force s'accompagne d'un moment de roulis très important exercé sur l'avion. On voit immédiatement que le roulis induit est de sens inverse, ce qui est un grave défaut (v. ci-après 3,315.2).

Pour obtenir un roulis induit de sens correct, il faudrait que l'empennage en V fût dirigé vers le bas, ce qui paraît exclu pour des raisons de garde à

l'atterrissage, même pour les appareils dont l'empennage est surélevé en position de repos (avions tricycles, hydravions à flotteurs).

Notons enfin qu'avec un tel empennage, si l'on peut facilement obtenir *séparément* chacun des effets maximum des deux empennages qu'il remplace, on ne peut les obtenir *simultanément*, ce qui dans certains cas (rares, mais graves) peut être une gêne importante pour le pilotage. Ou bien il faut le surdimensionner ce qui annule ses avantages.

Donc à moins de perfectionnements difficiles à prévoir, ce genre d'empennage qui d'autre part aggrave considérablement les efforts de torsion portés par le fuselage, ne semble pas appelé à un avenir intéressant.

Matériellement parlant, sa réalisation ne présenterait pas de grosses difficultés. C'est une question de conjugaison entre les commandes de direction et de profondeur (v. fig. 1,43 C).

## 1,44 GÉNÉRALITÉS SUR LES GOUVERNES

### 1,441 COMPENSATEURS DE RÉACTIONS

#### 1,441.0 But et diverses sortes de compensateurs.

Ce sujet n'est pas étranger au Chapitre où nous sommes, puisque les compensateurs aérodynamiques apparaissent dans la configuration extérieure de l'avion; néanmoins ils n'en sont qu'un élément minime. Nous leur consacrerons cependant un développement assez complet pour n'avoir plus à revenir sur leur description, qui doit être bien connue pour aborder avec fruit l'étude des qualités de vol que nous ferons en 3,3.

Les compensateurs de réactions servent à réduire les réactions dans les commandes pour diminuer la fatigue du pilotage. Ils deviennent indispensables pour la sécurité lorsque en leur absence les réactions excéderaient la force maximum du pilote, ce qui est de règle à bord des gros appareils, et peut arriver même sur les avions de tonnage plus modeste, pour les grands braquages des gouvernes : par exemple pour la gouverne de direction dans le vol avec un moteur stoppé. Ajoutons qu'une réaction même modérée devient insupportable lorsqu'elle doit être soutenue longtemps (cas de la commande de profondeur), ce qui fait que pour les avions à grande durée de vol le confort devient une question de sécurité.

Les compensateurs de réactions des gouvernes peuvent être soit aérodynamiques, soit mécaniques.

Nous verrons au Chapitre III (réf. 3,311.6) qu'il n'est pas indifférent d'employer l'un ou l'autre, l'effet sur les qualités de vol de l'avion n'étant pas le même. Ce ne sont pas seulement des raisons de simplicité de réalisation ou de préférences personnelles qui guident le choix à faire.

On distingue :

— d'une part les compensateurs de régime, c'est-à-dire ceux qui permettent d'annuler une réaction dans un cas de vol de régime donné, le réglage correspondant étant soit établi d'avance au sol pour un seul régime de vol, soit de préférence commandé en vol pour le régime de vol désiré (par exemple : annulation de la réaction en palier pleins gaz, ou en vol de croisière) au moyen d'une commande spéciale de compensateur, qui *doit* exister au moins pour la commande de profondeur;



— d'autre part les compensateurs d'évolution, ayant pour effet de réduire les variations de réactions au cours d'une *manœuvre* de la gouverne.

En d'autres termes, si l'on trace une courbe donnant en ordonnées les efforts dans la commande en fonction des braquages portés en abscisses, les compensateurs de régime n'ont en principe (1) pour but

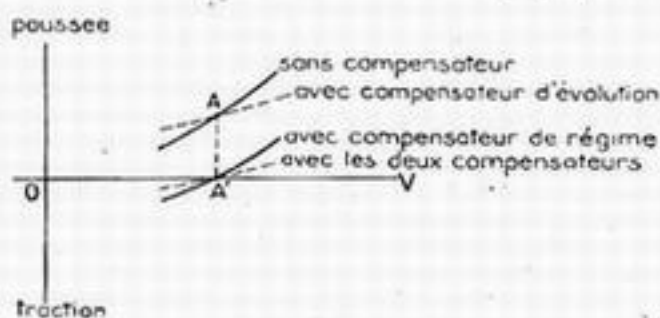


Schéma de principe distinguant les divers compensateurs

Fig. 1.441.0.

de régime n'ont en principe (1) pour but que de déplacer par translation la courbe relative à la gouverne nue, et les compensateurs d'évolution ont pour but de modifier sa pente. La figure 1.441.0 schématise leur fonctionnement; dans cette figure, pour mieux séparer les variables, le compensateur d'évolution a été

supposé réalisé de manière à ne pas modifier la réaction dans le cas de vol envisagé A : il est évident qu'il la modifie dans tout autre cas de vol.

#### 1.441.1 Compensateurs aérodynamiques.

##### 1.441.11 *Compensateurs de régime.*

1.441.111 Le plus rudimentaire est une petite lame métallique fixe de correction, disposée au bord de fuite de la gouverne. En pliant plus ou moins cette lame à la main on peut régler au sol la réaction dans la commande de manière à obtenir la valeur convenable pour un régime de vol choisi une fois pour toutes.

Cette disposition est le minimum qui devrait exister dans tous les cas sur toutes les gouvernes qui n'ont pas d'autres compensateurs — notamment sur un des ailerons au moins, afin de corriger les légères tendances à pencher à droite ou à gauche que peut avoir l'appareil en fonction de variations infimes de réglage, par exemple d'un avion à l'autre d'une même série.

On peut citer un autre système aussi rudimentaire, destiné au même but et qui a été adopté notamment sur l'avion de chasse anglais Hawker « Hurricane » dont l'aileron est entoilé (v. fig. 1.441.111). On colle tout près du bord de fuite, sur l'extrados ou l'intrados, suivant le sens de l'effet désiré, une petite bande de toile dans laquelle on enrobe un fil de métal ou un fil fouet pour faire surépaisseur. Ce simple ressaut suffit pour dévier les filets d'air et par conséquent créer une certaine réaction aérodynamique.



Fig. 1.441.111.

1.441.112 Le plus souvent des compensateurs de régime réglables permettent de compenser en vol n'importe quel régime de vol. Nous en citerons deux principaux.

D'abord le système du plan fixe réglable (v. fig. 1.441.112 A), qui est le plus

(1) Nous verrons en 3.311.4 qu'en réalité ils modifient très souvent aussi la pente de la courbe. Mais cette explication n'est donnée ici que pour faire mieux comprendre la distinction de langage à faire entre les deux espèces de compensateurs, et à ce titre elle conserve sa valeur.

ancien : l'incidence du plan fixe peut être rendue réglable par pivotement, par exemple autour de son longeron arrière, avec un système à vis et écrou déplaçant verticalement le longeron avant. On peut rapprocher des plans fixes réglables les petits plans correcteurs autonomes, réglables par le pilote, qu'on trouvait autrefois sur certains avions (ex. : volet horizontal sous l'empennage des Goliath; petites dérives latérales réglables des trimoteurs Potez colonial et Bréguet 393, etc.).

On rencontre plus souvent maintenant le système fréquemment appelé « Flettner » ou « Tab » commandé.

Il consiste (v. fig. 1,441.112 B) à disposer au bord de fuite de la gouverne un petit volet supplémentaire, articulé lui-même sur celle-ci et dont la position par rapport à elle est réglée au moyen d'une commande passant par l'axe d'articulation, de façon à ne pas être influencée par le braquage de la gouverne. Si l'on braque ce petit volet vers le haut par exemple (cas d'une gouverne de profondeur), on obtiendra une réaction aérodynamique supplémentaire  $f_2$  vers le bas, faible parce que la surface de ce volet est petite, mais

qui pourra équilibrer les réactions beaucoup plus fortes  $f_1$  de la gouverne parce que son bras de levier  $l_2$  par rapport à la charnière O est beaucoup plus grand que  $l_1$ .

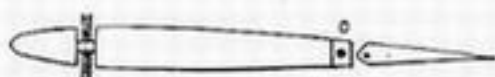


Fig. 1,441.112 A.

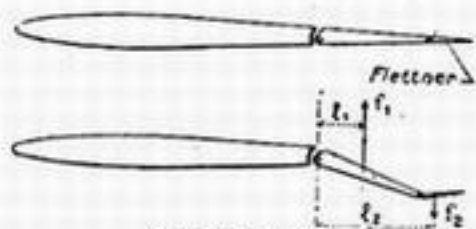


Fig. 1,441.112 B.

#### 1,441.12 Compensateurs d'évolution.

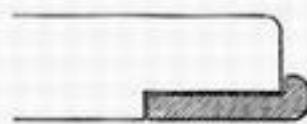
1,441.121 Les compensateurs d'évolution, destinés à éviter que la réaction de la gouverne croisse trop vite en fonction du braquage, comportent diverses variantes.

On a souvent autrefois muni les ailerons d'extrémités débordantes (exemple : Bréguet 14, v. fig. 1,441.121 A). L'effet aérodynamique sur la partie située en avant de l'axe d'articulation compense, au moins partiellement, les effets aérodynamiques sur la partie principale, située en arrière de l'axe.

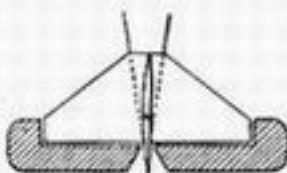
Ce système est médiocre parce que la partie débordante, qui se trouve en bout de plan, est prise dans les tourbillons marginaux, ce qui diminue son efficacité, et d'autre part la rend sujette à vibrations.

Il est cependant encore employé sur des gouvernes de queue d'avions récents, par exemple Messerschmitt 109 (3 45), Siebel 204, Henschel 129, etc.

Mais la compensation n'est débordante que par rapport à l'axe d'articulation : elle s'insère dans le contour d'ensemble de l'empennage (v. fig. 1,441.121 B).



Aileron du Br. 14



Gouverne de profondeur

Fig. 1,441.121 A.

#### Compensations débordantes (empennages horizontaux)



Morane 405



Messerschmitt 109



Henschel 129

Fig. 1,441.121 B.

- 1.441.122 On obtient le même effet, d'une manière plus générale, en faisant un déport de l'axe d'articulation (v. fig. 1.441.122). Au lieu de mettre l'axe d'articulation à la séparation des deux surfaces comme autrefois,

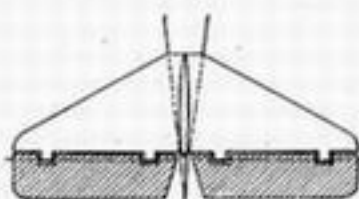


Fig. 1.441.122.

on peut le mettre plus en arrière. On a ainsi des parties qui sont en avant de l'axe et qui remplissent le rôle qui vient d'être indiqué pour les extrémités débordantes. Elles sont réparties sur toute l'envergure, ou une partie de l'envergure, si on les dispose en chicane, ce qui est quelquefois utile au point de vue constructif pour tenir les supports des paliers d'articulation.

- 1.441.123 Le Flettner (ou Tab) peut aussi être conçu pour servir à la compensation d'évolution. Il est alors dit « Flettner automatique », et son fonctionnement peut être mis en évidence de la façon suivante :

Si nous le relient par une bielle avec un point excentré par rapport à l'axe d'articulation (v. fig. 1.441.123), lorsque la gouverne sera braquée par exemple vers le haut, il en résultera automatiquement un braquage du Flettner vers le bas. Par suite l'effet aérodynamique, dirigé vers le haut, sur le Flettner aura pour effet d'équilibrer l'effort dirigé vers le bas qui est né dans la gouverne du fait de son déplacement.



Fig. 1.441.123.

Il va sans dire qu'un Flettner peut être à la fois automatique et commandé. Il suffit que le pilote puisse régler par un dispositif à vis et écrou par exemple, la position du point d'articulation excentré dont nous venons de parler. Il change ainsi la *position moyenne* du Flettner et réalise par conséquent une compensation de régime (commandée) s'ajoutant à la compensation d'évolution (automatique).

Il arrive cependant qu'on sépare ces deux fonctions et qu'une même gouverne possède deux Flettners : l'un uniquement automatique, pour la compensation d'évolution, et l'autre uniquement commandé, pour la compensation de régime.

#### 1.441.2. Compensateurs mécaniques.

On peut, là aussi, distinguer les compensateurs de régime et les compensateurs d'évolution.

Les compensateurs de régime sont constitués le plus souvent par de simples sandows (par exemple sur Morane 230) ou ressorts — mais parfois aussi par des systèmes plus ou moins compliqués, vérins pneumatiques par exemple (Potez 63).

Là se borne en général le rôle des compensateurs mécaniques. Il ne serait cependant pas impossible de les faire servir indirectement de compensateurs d'évolution au moyen d'une came modelant la courbe des réactions de la commande de profondeur en fonction de la position du manche — mais ce n'est pratiquement pas employé; on préfère pour cette fonction s'adresser aux compensateurs aérodynamiques.

On peut appeler également compensateurs de réactions certains dispositifs, employés notamment sur les très gros appareils (hydravions transatlantiques par exemple) pour vaincre les réactions élevées des gouvernes en faisant appel à une énergie extérieure. Nous les appellerons plutôt « servo-commandés » et les décrirons au Chapitre IV en 4.625.3.

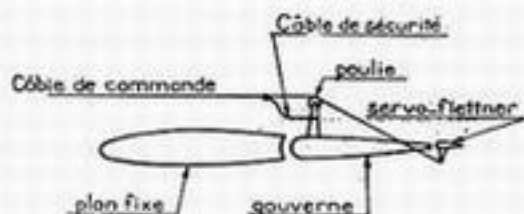


## 1,442 SERVO-FLETTNERS - GOUVERNES AUTOPTÈRES

1,442.1 Depuis longtemps déjà on a songé à utiliser la force d'action des flettner pour la commande même de la gouverne, en reliant les commandes de vol directement au flettner, mais en sens inverse de leur attelage normal à la gouverne. Ce mode de commande, employé pour des gouvernes de grande surface, constitue une sorte de servo-moteur aérodynamique empruntant son énergie au vent relatif.

Des dispositions de ce genre, dont un schéma de principe est donné par la fig. 1,442.1, ont l'inconvénient d'introduire un paramètre de liberté de plus dans un ensemble qui n'est déjà que trop exposé aux vibrations aérodynamiques. De telles vibrations, entraînant des battements de grande amplitude du fuselage, ont été en effet rencontrées sur des appareils anciens, sur lesquels elles ont conduit à renoncer à ce système, pourtant séduisant par certains côtés.

On le retrouve aujourd'hui sur le bombardier lourd allemand Heinkel 177, dans lequel le Flettner est toutefois relié à la gouverne elle-même par un amortisseur élastique, et de plus soigneusement équilibré (Cf. ci-après 4,034.2).



Servo-flettner

Fig. 1,442.1.

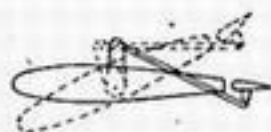
1,442.2 La solution des gouvernes autoptères, proposée depuis 1936 par M. Gianoli, va plus loin encore et supprime les parties fixes d'empennage pour ne laisser qu'un plan mobile (v. fig. 1,442.2) muni d'un flettner de bord de fuite fonctionnant

Gouverne autoptère Gianoli

Signal de commande (indépendant de l'ensemble autoptère. Lié au reste de l'avion)



Fonctionnement en stabilisateur autoptère c.a.d sans déplacement du guignol de commande



Fonctionnement en gouverne commandée

Fig. 1,442.2.

en flettner automatique dont la position moyenne est commandée non par une commande de compensateur, mais par la commande de vol elle-même. Commande bloquée, l'ensemble de la gouverne peut donc se déplacer librement, sous l'effet d'une variation d'incidence, moyennant un braquage automatique du flettner qui tend précisément à limiter ce déplacement. Au contraire, si l'on veut obtenir par la commande un débattement donné de la gouverne, on braque ce flettner (commandé cette fois) dans le sens inverse, qui oblige la gouverne à effectuer le déplacement désiré.

L'avantage revendiqué par cette formule en dehors de la réduction des réactions (servo-commande) est une stabilité automatique plus active que dans le cas d'un plan fixe puisque la totalité de la surface pivote dans le sens qui s'oppose à la perturbation, de sorte que la variation de poussée qu'elle apporte est supérieure

à celle qu'elle aurait fournie en restant immobile — d'où réduction possible de la surface des empennages, et donc de leur poids et de leur traînée. On prétend même réaliser ainsi un pilotage automatique très bon marché et sans emprunt d'énergie de servitude, donc à la portée des avions de tourisme. L'écueil de ce système, qui n'a pas encore fait ses preuves, pourrait être l'apparition de vibrations critiques, comme pour le précédent; ce risque peut être réduit par un équilibrage soigné (Cf. ci-après 4,034.2).

### 1.443 DÉBATTEMENTS DES GOUVERNES

Il faut assurer la compatibilité des débattements maximum simultanés des gouvernes de profondeur et de direction.

Pour les monodérives la solution du problème est évidente et conduit aux dispositions 1 et 2 de la figure 1,443 A, la disposition 2 étant beaucoup moins

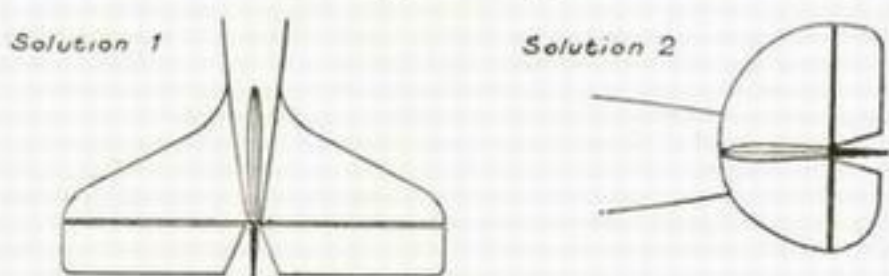


Fig. 1.443 A.

fréquente que la disposition 1 : le volet de profondeur n'est généralement laissé continu que sur les avions où la totalité de l'empennage vertical est d'un même côté (par ex. : au-dessus de l'empennage horizontal).

Pour les bidérives, la configuration la meilleure est d'éviter les intersections, en disposant une dérive à chaque extrémité de l'empennage horizontal, le débattement des gouvernails de direction étant rendu possible par un léger abattement oblique des extrémités du volet de profondeur (1). Le mur vertical d'extrémité constitué par les dérives améliore en même temps le rendement aérodynamique de l'empennage horizontal qui travaille en quelque sorte entre panneaux.

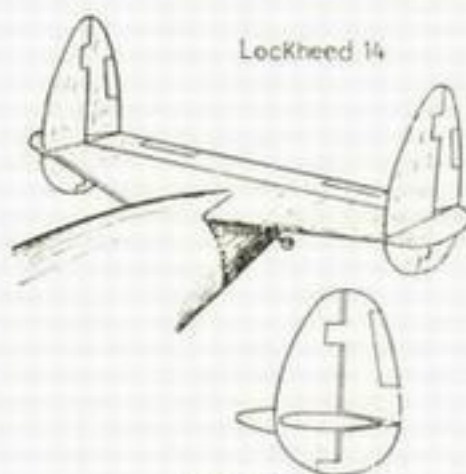


Fig. 1.443 B.

dépassent celles-ci, et nécessitent une encoche dans le gouvernail de direction (v. fig. 1,443 B).

(1) Sur certains avions bidérives les gouvernails de direction ne se braquent que vers l'extérieur (exemples : prototype inachevé Loire-Nieuport 20, Loire 48 expérimental). Cette solution, qui revient à ne braquer en virage qu'un gouvernail sur deux, réduit la maniabilité de lacet de l'avion.

## 1,5 - ATERRISSEURS

### 1,51 - ATERRISSEUR AVANT

#### 1,510 GÉNÉRALITÉS

##### 1,510.1 Historique.

1,510.11 Au temps des frères Wright, le décollage était assisté par tout un appareillage compliqué : pylône, plan incliné, etc..., et les atterrisseurs étaient constitués par de simples patins qui permettaient à l'avion de reprendre contact avec le sol sans dommage. Les vitesses d'atterrissage extrêmement faibles que permettaient alors les surfaces portantes très développées, facilitaient évidemment le problème. Nous verrons au Chapitre XII que ce système a été conservé, par raison de simplicité, sur les planeurs de vol sans moteur, eux-mêmes très peu chargés au mètre carré.

Lorsque la vitesse d'atterrissage a augmenté, et surtout pour décoller par ses propres moyens, on a vu apparaître des roues supportées par des châssis à ressorts. C'était déjà le cas du Blériot de la traversée de la Manche, équipé de roues analogues à des roues de bicyclette.

Puis, on s'est mis à disposer les roues sur des essieux mobiles, reliés à un

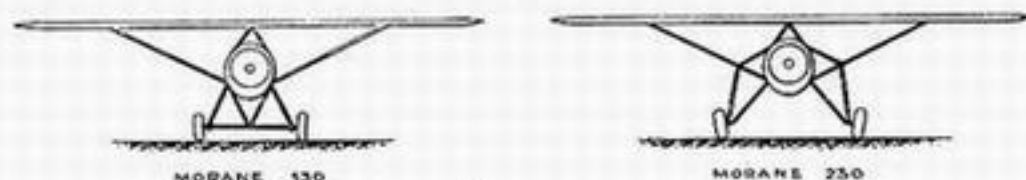


Fig. 1,510.11.

châssis fixe par des sandows. C'était le cas du Morane 130, première version de l'actuel Morane 230 (v. fig. 1,510.11).

L'essieu était tantôt continu et commun aux deux roues, tantôt brisé et articulé en un point central supporté par un contreventement (cas du Morane 130).

1,510.12 Plus tard, on a supprimé ces essieux pour économiser leur résistance aérodynamique et aussi pour éviter un danger supplémentaire de capotage à l'atterrissage. En effet, l'essieu se déplaçant à grande vitesse au ras du sol risquait de se prendre dans des herbes hautes et de provoquer un capotage. La nouvelle silhouette du Morane 230, avec deux demi-trains trièdres indépendants, est déjà plus pure et ne présente plus ce danger. On a encore réduit la traînée en enrobant les roues dans des carénages aérodynamiques (Dewoitine 500, les Murcaux 113, Bloch 200).

1,510.13 On a estimé ensuite que cette disposition comportait encore trop de résistances passives, c'est-à-dire trop de mâts, et on est passé à ce qu'on appelait le train d'atterrissage « pantalon » qui consiste à caréner tous les supports de train dans un pantalon unique : Wibault 282, Dewoitine 333 (v. fig. 1,510.13 A). La



quintessence de ce principe consiste à réduire encore les trainées, en faisant des trains monojambe carénés dans lesquels une jambe unique travaille à la fois en flexion et en compression et se termine par une roue carénée. Sur les mono-



Train fixe à "pantalon"

Fig. 1.510.13 A.



Train monojambe caréné

Fig. 1.510.13 B.

moteurs, ces trains monojambe peuvent rattacher l'atterrisseur soit à la voilure comme dans le Caudron « Simoun » (v. fig. 1.510.13 B et § 13), soit au fuselage comme dans le Henschel 126, le Stinson « Reliant » (§ 62), le Westland « Lysander ».

1.510.14

On a fini par s'aviser qu'il était peu rationnel de subir pendant tout le vol la trainée d'un organe qui ne sert que pendant quelques secondes au décollage et à l'atterrissage — d'où l'idée de l'escamoter en vol, pour ne le sortir qu'au moment de s'en servir.

Les doctrines ont bien évolué depuis la mise en service des atterrisseurs escamotables. A l'origine, ils inspiraient, comme beaucoup de nouveautés, une vive appréhension et l'on multipliait les sécurités pour garantir leur sortie. Heureusement, ces précautions ne réussirent pas à empêcher un certain nombre d'atterrissages train rentré. On s'aperçut alors qu'en règle générale, ceux-ci se passaient fort bien pour le personnel et même pour le matériel, au moins dans le cas des avions à aile basse. Tellement bien qu'on songea alors à recueillir systématiquement le bénéfice des atterrissages très courts qu'ils permettent, et l'on donna comme consigne en cas de panne sur une région inhospitalière de se poser train rentré. Ceci est à rapprocher du fait bien connu que les hydravions atterrissent généralement sans grand mal sur les terrains terrestres. On peut dire aujourd'hui que c'est pour un monomoteur de tourisme une *sécurité supplémentaire importante* d'avoir un atterrisseur escamotable, moyennant quelques dispositions judicieuses et faciles pour limiter les dégâts en cas d'atterrissage train rentré (voir ci-après, en 4.332).

1.510.15

Mais alors, pourquoi ne pas aller plus loin ? Si l'on peut arriver à se passer de l'atterrisseur pour atterrir, pourquoi ne pas en faire l'économie complète, puisque au décollage il peut bien plus facilement encore être remplacé, par exemple par un chariot auxiliaire restant au sol ? Une certaine difficulté subsiste actuellement pour éviter la détérioration des hélices à l'atterrissage ; mais elle disparaîtra le jour où se répandra la propulsion par réaction (voir ci-après, 11.3). Certains esprits audacieux pensent qu'on pourra alors songer à faire atterrir tous les avions comme atterrissent maintenant les planeurs de vol à voile, et à supprimer purement et simplement l'atterrisseur, en se libérant ainsi de la complication, de l'alourdissement, et surtout des servitudes constructives considérables qu'il entraîne. Ce jour-là disparaîtraient aussi la plupart des différences qui séparent les avions des hydravions — et tous les aérodynes pourraient à volonté utiliser les surfaces terrestres ou les plans d'eau pour décoller ou atterrir.

Notons en passant que ce retour aux simples patins d'atterrissage des appareils de l'époque héroïque serait un exemple peut-être unique de circuit fermé en matière d'évolution technique...



Nous n'en sommes pas encore là cependant, car il reste à trouver dans cette conception une solution heureuse au difficile problème de l'absorption de l'énergie d'atterrissage : les longues courses verticales nécessaires (Cf. 4.40) ne rendent pas facile le remplacement des atterrisseurs classiques par des « skis » convenablement amortis — du moins dans des conditions qui en fassent vraiment une solution plus simple que l'actuelle — d'autre part le problème du freinage demande, aux vitesses atteintes aujourd'hui, à être résolu d'une façon qui ne soit pas trop sommaire.

#### 1,510.2 Éléments dimensionnels.

##### 1,510.21 *Voie.*

La voie de l'atterrisseur, c'est-à-dire l'écartement des roues, a fortement augmenté depuis les premiers avions. Les avantages d'une voie large sont évidents.

Les évolutions au sol en sont nettement facilitées, l'appareil étant beaucoup mieux protégé contre le chavirement latéral (1) par un triangle de sustentation à base élargie.

De plus, au moment de l'atterrissage, si un remous ou un décrochage brutal de l'appareil en abatée latérale fait que l'avion se trouve projeté sur une seule roue, l'équilibre latéral est d'autant plus aisément rétabli que les roues sont plus écartées. Cet avantage en stabilité de roulis se paie d'un inconvénient en stabilité de lacet, en ce sens que si au cours du roulement très rapide qui suit l'atterrissage ou précède le décollage, une roue, et une seule, rencontre un léger obstacle l'effet de lacet produit par cet effort latéral est plus marqué dans le cas d'un grand écartement de roues puisque le bras de levier est plus grand.

##### 1,510.22 *Angle de garde de l'atterrisseur.*

L'angle de garde de l'atterrisseur (2) est l'angle que fait avec la verticale la droite qui joint le centre de gravité de l'appareil au centre des roues les plus proches de ce centre de gravité, ou roues principales.

De même que la garde d'hélice se compte vers l'avant dans le cas d'une hélice tractive, et vers l'arrière dans le cas d'une hélice propulsive, l'angle de garde de l'atterrisseur peut être considéré, lui aussi, tantôt vers l'avant (cas des atterrisseurs dits « classiques » à roue arrière unique), pour éviter le basculement sur le nez ou « mise en pylône », tantôt vers l'arrière (cas des atterrisseurs dits « tricycles ») pour éviter le basculement sur la queue si l'arrière est trop chargé.

Toujours comme la garde d'hélice, l'angle de garde de l'atterrisseur est à considérer dans deux cas : avion en ligne de vol, et queue au sol — ce dernier cas même pour les tricycles, pour correspondre au cabré maximum au moment de l'atterrissage (Cf. 1,532.4).

Dans les atterrisseurs à roue arrière unique, l'angle de garde ne doit pas être trop fort, sinon dans le roulement qui précède le décollage, les surfaces d'empenage ne suffiraient pas à faire lever la queue et l'avion ne pourrait pas rouler queue haute, c'est-à-dire diminuer sa traînée pour prendre rapidement de la vitesse. De plus, les réactions du sol au passage sur des bosses de terrain engendreraient des effets de tangage excessifs et pourraient conduire à des décollages en perte

(1) Qui peut être provoqué lui-même soit par la force centrifuge dans une évolution serrée à vitesse élevée (Cf. 3. 40) soit par une rafale de vent latéral sous la voilure.

(2) Il s'agit ici d'un angle de garde contre le basculement de l'avion au capotage — à ne pas confondre avec la garde d'hélice dont il a été question en 1,202, et qui est destinée à éviter l'entrée en contact de l'hélice avec le sol.

de vitesse. Enfin la stabilité dans le roulement au sol serait diminuée parce que le centrage par rapport au triangle de sustentation serait reculé (voir 3,412.13).

On trouvera en 3,421 un tableau donnant les valeurs numériques de l'angle de garde de l'atterrisseur sur un certain nombre d'avions réels.

Les diverses espèces d'atterrisseurs fixes ayant été passées en revue avec quelques détails au cours de l'historique qui précède, nous n'en parlerons pas davantage ici (on y reviendra, au point de vue constructif, au Chapitre IV en 4,41) et nous nous occuperons seulement ci-après des formules modernes d'atterrisseurs escamotables.

## 1,511 ATERRISSEURS ESCAMOTABLES DES MONOMOTEURS

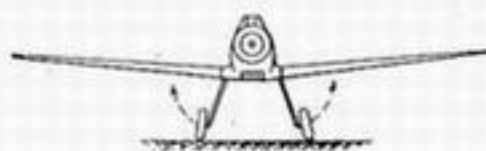
### 1,511.1 Escamotage dans l'aile.

Sur les monomoteurs, l'atterrisseur s'escamote généralement dans la voilure — sauf quelques exceptions que nous verrons ci-après en 1,511.2.

Le problème du logement des roues dans l'aile devient extrêmement épineux car l'accroissement du P/S entraîne à la fois la diminution des surfaces portantes, donc des épaisseurs d'ailes, et l'augmentation de l'énergie à absorber à l'impact à l'atterrissage, donc des dimensions de roues.

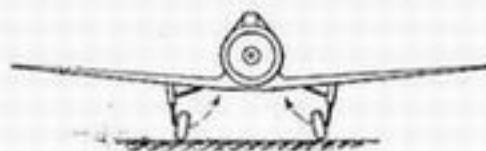
Dans bien des cas, pour les avions de petites dimensions (avions de chasse par exemple) c'est cette seule considération, pourtant bien peu aérodynamique, qui conditionne l'épaisseur choisie pour le profil d'aile à l'emplanture.

1,511.11 Sur un monomoteur le train peut s'escamoter latéralement dans l'aile et dans ce cas soit vers l'intérieur, soit vers l'extérieur (v. fig. 1,511.11 A). La première disposition (vers l'intérieur) est le cas de tous les avions de chasse français dont



MESSERSCHMITT 109

Fig. 1,511.11 A.



BLOCH 152

Fig. 1,511.11 B.

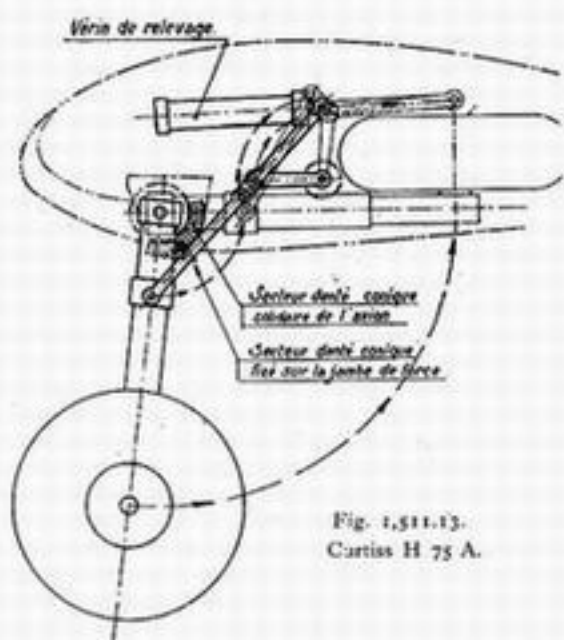
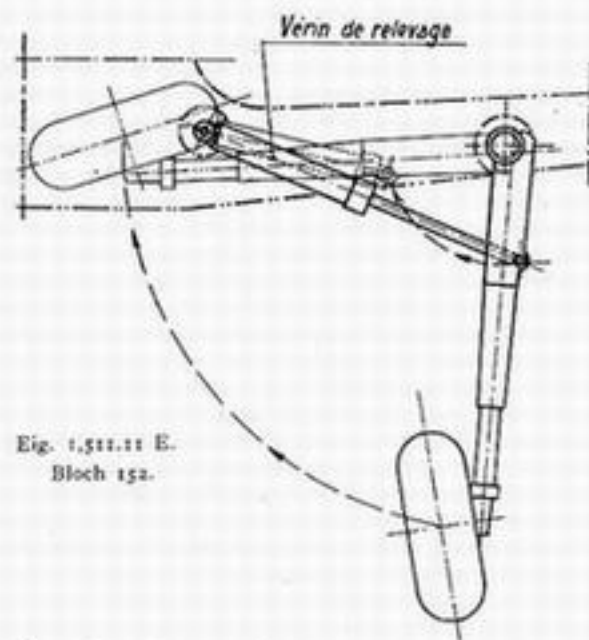
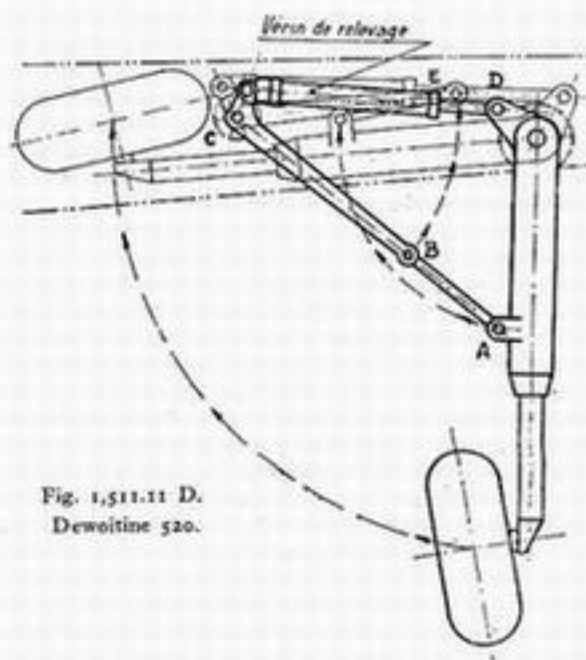
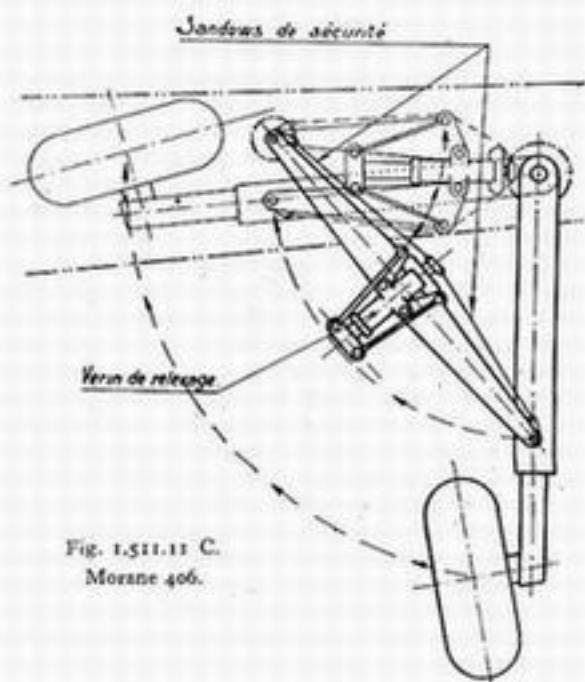
l'atterrisseur est escamotable : Morane 406 (v. fig. 1,511.11 C), Dewoitine 520 (v. fig. 1,511.11 D), Bloch 152 (v. fig. 1,511.11 E), etc... C'est aussi le cas des avions anglais Hawker « Hurricane », américains Republic « Thunderbolt » et North American « Mustang », russe Lagg 3 (≈ 35), japonais Mitsubishi S 00 (≈ 49), etc.

Au contraire, la disposition d'escamotage latéral vers l'extérieur existe sur les deux avions de chasse allemands Messerschmitt 109 et Heinkel 112, sur le monomoteur « dissymétrique » Blohm und Voss BV 141 et sur l'avion de chasse britannique Vickers-Supermarine « Spitfire ».

Cette dernière disposition présente plusieurs inconvénients évidents. D'abord elle ne permet pas d'avoir une voie aussi large. Ensuite elle a l'inconvénient de faire s'escamoter les roues vers une région d'aile déjà éloignée où l'épaisseur est diminuée, ce qui empêche de loger des pneumatiques de forte section, favorables à une bonne absorption d'énergie lors de l'atterrissage et au roulement en terrain très boueux. Enfin l'inertie de roulis de l'avion en vol s'en trouve augmentée.

Par contre, cette disposition présente un grand avantage : l'atterrisseur se trouve relié au fuselage et non pas à l'aile. Cela permet en terrain d'opérations,

## SCHÉMAS DE RELEVAGE D'ATTERRISSSEUR



○ Points fixes sur l'avion

N.-B. — Pour la clarté des figures, les proportions des différentes pièces ont été parfois fortement modifiées.



avec des moyens de fortune, de démonter rapidement une aile tout en laissant l'avion reposer sur son atterrisseur, tandis qu'avec la disposition des avions de chasse français où l'atterrisseur est fixé à la voilure, si l'on démonte une demi-voilure l'avion n'est plus supporté et il faut un système de chevalets pour le tenir.

Le Messerschmitt 109 donne d'ailleurs toute son efficacité à cette disposition par un système d'attache de voilure particulièrement élégant au point de vue de la facilité de montage et de l'interchangeabilité : nous l'étudierons en détail en 5,523.3. Ajoutons enfin que la fixation de l'atterrisseur directement au fuselage soulage la voilure des efforts à l'atterrissage, et permet incontestablement de gagner sur le poids de construction de l'aile (cf. 4,111.222).

Il y a lieu d'ailleurs de noter que cette disposition n'a pas été maintenue dans la suite de l'évolution technique du monoplace de chasse Heinkel : en effet le Heinkel 113, à l'inverse du Heinkel 112, a été muni d'un atterrisseur s'escamotant vers l'intérieur, comme les monoplaces français. Il en est de même du chasseur allemand plus récent Focke-Wulf 190.

1,511.12

Les roues, en raison de l'angle de garde, sont toujours un peu en avant du bord d'attaque. Un relevage latéral pur et simple autour d'un axe parallèle à l'axe longitudinal de l'avion aurait pour effet de les amener en avant de la voilure, elles ne s'escamoteraient plus. Il faut donc généralement en même temps que le mouvement latéral, un mouvement de recul pour amener la roue à l'endroit où on veut la faire entrer dans la voilure.

Le moyen le plus simple est d'incliner l'axe de rotation. Mais ce système a l'inconvénient de ne pas présenter la roue absolument à plat dans l'aile, et d'exiger une épaisseur d'aile plus grande qu'il ne serait indispensable.

Signalons donc en passant le dispositif assez ingénieux, quoique compliqué, du Hawker « Hurricane » (v. fig. 1,511.12). Le repli de la jambe est commandé par un système articulé avec un vérin et une jambe brisée latérale. La jambe de recul ou de contreventement arrière, C D E F, est articulée, à travers un œil allongé E, sur un pivot horizontal G, et sa partie extrême arrière, qui la relie à un point fixe de l'appareil C, peut elle-même se briser en D.

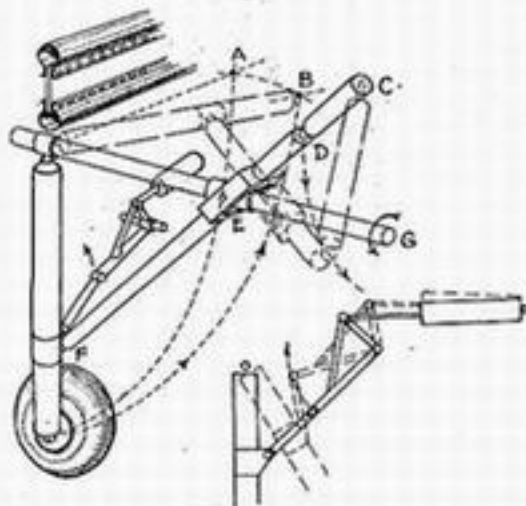


Fig. 1,511.12.  
Escamotage d'atterrisseur  
du Hawker « Hurricane ».

Lorsque le vérin tire, le plan E F G pivote autour de l'axe G. S'il n'y avait pas la biellette brisée C D E, l'ensemble s'escamoterait sans mouvement de recul de la roue, qui viendrait en A. Mais la biellette C D E se brise et la longueur E C, par suite du bris de cette biellette, se raccourcit. Il en résulte une traction vers l'arrière sur la jambe de recul, qui peut prendre un certain mouvement longitudinal par suite de l'œil allongé E dont nous avons parlé, et provoque un mou-

vement de recul approprié de la roue, ayant pour effet de l'amener finalement en B au lieu de A.

1,511.13

L'atterrisseur de certains monomoteurs s'escamote vers l'arrière.

Or, d'une façon générale, les dispositifs qui consistent à escamoter l'atter-

risseur vers l'arrière ont de nombreux inconvénients. Ils amènent la roue dans la partie arrière de l'aile (sur les monomoteurs) ou du fuseau (sur les multimoteurs) où l'on ne dispose plus en général d'une hauteur suffisante pour l'escamoter complètement — d'où une traînée supplémentaire. De plus, par le report d'une forte masse localisée très en arrière, ils agissent défavorablement sur les caractéristiques vibratoires de la voilure, et peuvent même faire apparaître une vitesse critique (voir plus loin, en 4,03) s'il n'y en avait pas.

Enfin et surtout, ils agissent exactement à contretemps au point de vue du centrage. En effet, ils reculent le centrage pendant le vol normal, alors qu'il n'y aurait que des avantages à l'avancer pour améliorer la stabilité, et l'avancent au moment de l'atterrissage où il n'y aurait que des avantages à le reculer, pour « assoir » l'avion plus facilement.

Le mouvement peut être un rabattement pur et simple vers l'arrière. Dans ce cas la roue reste verticale et, sa hauteur étant très supérieure à l'épaisseur de l'aile, surtout dans la zone voisine du bord de fuite où elle aboutit, elle ne peut pas disparaître entièrement : il en reste une partie importante qu'on se contente de caréner. C'est le cas du bombardier en piqué français Loire-Nieuport 40, de l'avion anglais de reconnaissance et de bombardement léger Fairey « Battle », des avions de chasse italiens Breda 64 et 65, et du monomoteur d'assaut russe « Stormovik ».

La roue peut aussi se déplacer vers l'arrière, mais avec un mouvement plus compliqué de rotation autour de la jambe élastique pour l'amener à plat dans l'aile où elle peut alors s'escamoter. C'est le cas du bombardier en piqué français Loire-Nieuport 42, de l'avion de chasse italien Reggiane Re 2000, et aussi du Curtiss 75 (v. fig. 1,511.13), dont la roue est portée par une jambe unique surmontée d'un pignon denté qui engrène sur un autre-pignon d'angle, fixe, porté par l'avion, de telle sorte que lorsque le système d'escamotage fonctionne il en résulte en même temps une rotation d'ensemble de la jambe autour de son axe pour que la roue arrive à plat dans l'arrière de l'aile où elle peut entièrement disparaître.

### 1,511.2 Escamotage dans le fuselage.

Sur les avions à aile mince, on peut désirer que l'escamotage latéral du train amène la roue à se loger non dans l'aile, mais dans les flancs du fuselage. Le chasseur de la marine américaine Grumman F3F1, dit « Water-drop », et le biplace d'observation Curtiss O.52 avaient un parallélogramme articulé qui réalisait cet escamotage — mais la voie de l'atterrisseur était trop faible. L'avion de chasse embarqué moderne Brewster comporte une disposition intermédiaire où la roue s'escamote à la jonction de l'aile et du fuselage. L'avion d'entraînement français Morane-Saulnier 470 possède une monojambe rabattable, au bout de laquelle la roue et sa fusée se rabattent elles-mêmes de 90° pour venir se placer verticalement dans le flanc du fuselage.

### 1,511.3 Carénages.

Il est important dans la recherche des performances d'obturer les logements où s'escamote l'atterrisseur par une surface lisse et continue.

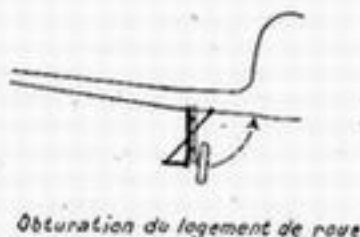
En toute logique, le problème ne se pose pas seulement lorsque l'atterrisseur est escamoté mais aussi lorsqu'il est sorti, car la facilité de décollage est de plus en plus difficile à obtenir sur les avions modernes à forte charge alaire.

Mais en raison des difficultés matérielles de réalisation on s'est souvent borné

jusqu'à présent (1) à étudier la question pour la configuration de l'avion correspondant au vol de vitesse, c'est-à-dire atterrisseur escamoté.

Les cavités créées dans le revêtement pour le passage des *jambes* de l'atterrisseur sont faciles à obturer par des carénages fixés sur ces jambes elles-mêmes et généralement réalisés en deux parties liées respectivement au corps extérieur fixe et à l'équipage mobile de la jambe élastique, pour permettre son libre débattement sans venir labourer le sol.

Mais des dispositions particulières doivent être prises pour recouvrir après l'escamotage la partie inférieure de la roue : le bas du carénage dont il vient d'être question ne saurait en effet suffire à cette tâche, car il faut réserver la hauteur d'écrasement du pneumatique. On peut achever cet escamotage de deux façons (v. fig. 1,511.3) :



Obturation du logement de roue

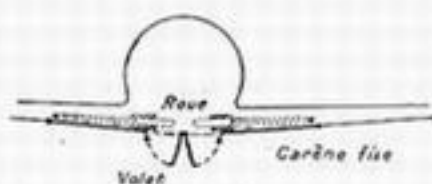


Fig. 1,511.3.

— en munissant la jambe d'atterrisseur d'un carénage brisé, dont un vantail inférieur se relève latéralement quand le train est sorti, et que des combinaisons appropriées de biellettes ou de câbles permettent de fermer lorsque la roue est escamotée;

— en disposant sous l'avion lui-même de petits éléments de volets qui s'ouvrent lorsque le train est sorti et se rabattent, lorsque le train est escamoté, sur la partie restée découverte de la roue.

Le premier système a été utilisé en particulier sur le Lockheed « Orion », un des premiers monomoteurs à train escamotable, et sur les avions Caudron, notamment celui

avec lequel le Français Détrouyot a gagné le « Thompson Trophy » en 1935, puis plus récemment sur l'avion de chasse russe MIG 1. Il tend à céder le pas de plus en plus au second dispositif qui est utilisé par exemple sur les avions de chasse Republic « Thunderbolt » (3 57) américains, Focke-Wulf 190 allemand (3 25), Hawker « Typhoon » britannique (3 31) et Yak 3 russe.

1,512

## ATTERRISSEURS ESCAMOTABLES DES MULTIMOTEURS

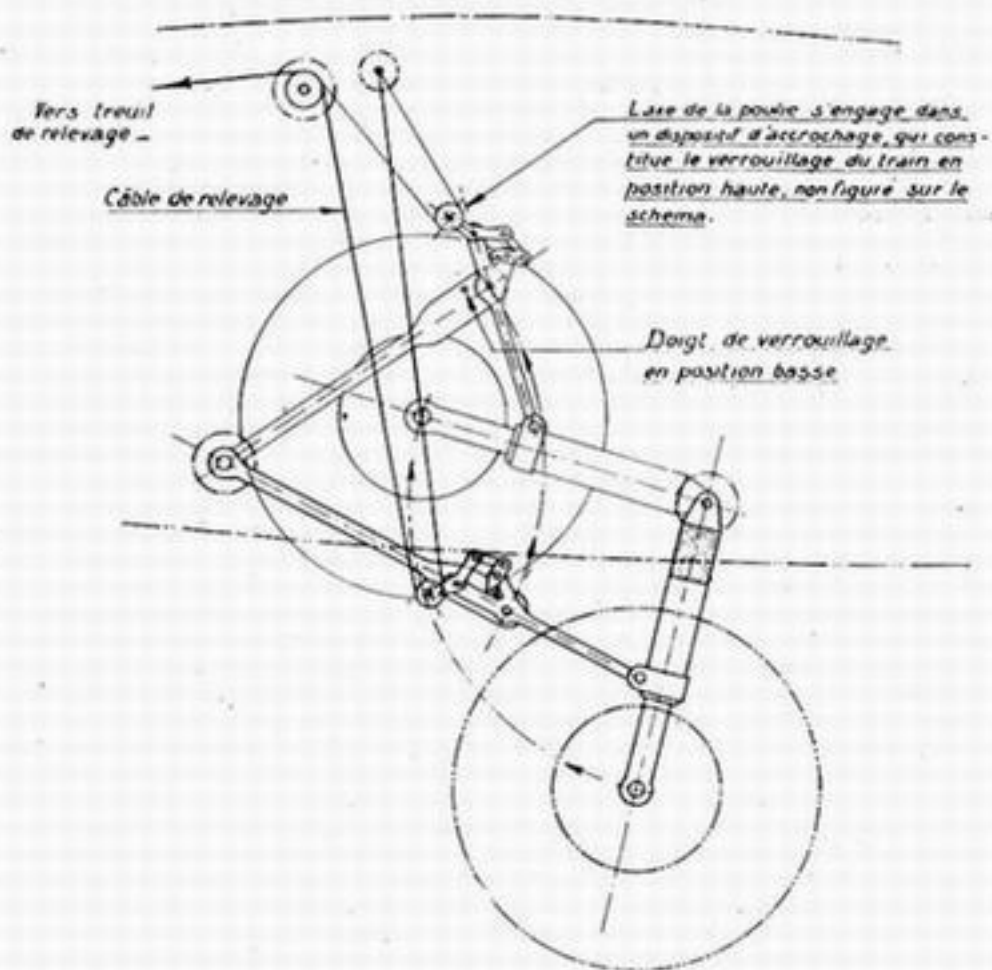
Les bimoteurs coaxiaux se présentent évidemment comme des monomoteurs, au point de vue qui nous occupe.

1,512.1

Dans les multimoteurs à fuseaux latéraux, l'atterrisseur s'escamote généralement dans les fuseaux. Cet escamotage se fait parfois vers l'avant, comme par exemple sur le bombardier américain Bœing B 17 « Flying Fortress » (dont les roues d'ailleurs émergent encore légèrement en position rentrée) et les avions de transport Bloch 220 et Bloch 161 (v. fig. 1,512.1 A).

Il en est de même, avec une formule assez spéciale sur le Focke-Wulf 200 « Condor », dont la version militaire s'appelle « Kurier » (voir fig. 1,512 B). Pour éviter un report excessif vers l'avant dû à la grande hauteur de l'atterrisseur, conséquence elle-même de la grande longueur du fuselage, on a été amené

(1) Notons cependant que, sur Focke-Wulf 190, les parties de carénage portées par la face ventrale de la voilure se referment lorsque l'atterrisseur est sorti. Il en est de même pour le bombardier Heinkel 177 (Cf. 1,512.2).



SCHEMA DE RELEVAGE DU TRAIN  
SUR BLOCH 161

○ Points fixes sur l'avion

Pour la clarte de la figure, les proportions des pieces ont été fortement modifiées.

Fig. 1,512.1 A.



à préférer prendre comme point de pivotement l'attache arrière B, plutôt que l'attache avant A. La jambe avant, qui devient donc une jambe brisée, ne contient pas l'amortisseur, et celui-ci est reporté, selon une disposition sur laquelle nous reviendrons en 4.412.213, sur la poutrelle oblique BEFGO qui se comporte

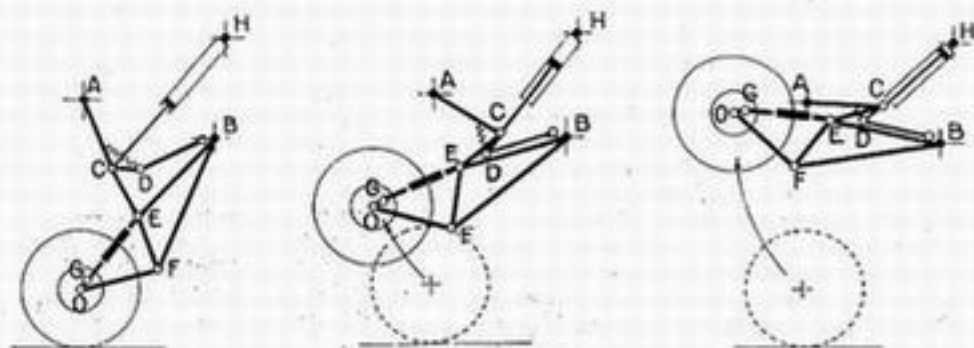


Fig. 1,512.1 B.

Focke-Wulf 200 « Condor » (ou « Kurier »).

au cours de l'escamotage comme une jambe unique. La jambe avant ACE est brisée en C, et une bielle spéciale BDC, elle-même brisée, se charge, grâce à l'action d'un ressort, d'assurer un effet d'arc-boutement s'opposant au repliage intempestif.

Mais malheureusement, le relèvement se fait plus souvent vers l'arrière, pour des raisons de commodité. C'est le cas par exemple du Glenn Martin 167 (v. fig. 1,512.1 C), du Bréguet 691 et 693 (v. fig. 1,512.1 D), de l'Amiot 351 (v. g. 1,512.1 E), du Messerschmitt 110, et de bien d'autres.

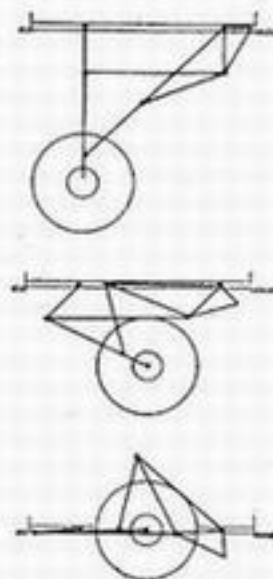
Il y a d'ailleurs des escamotages qui s'effectuent presque verticalement, sans déplacement longitudinal appréciable de la roue, ce qui est la solution la meilleure puisque le centrage n'est pas affecté. De plus, c'est celle où le train escamoté occupe le volume minimum. La roue se trouve logée au point d'épaisseur maximum du fuseau-moteur, ce qui permet de lui donner les plus grandes dimensions possibles tout en l'escamotant complètement. Mais ces avantages se paient par certaines complications du dispositif d'escamotage : on introduit en effet une brisure supplémentaire qui oblige à ajouter un guidage corrélatif.

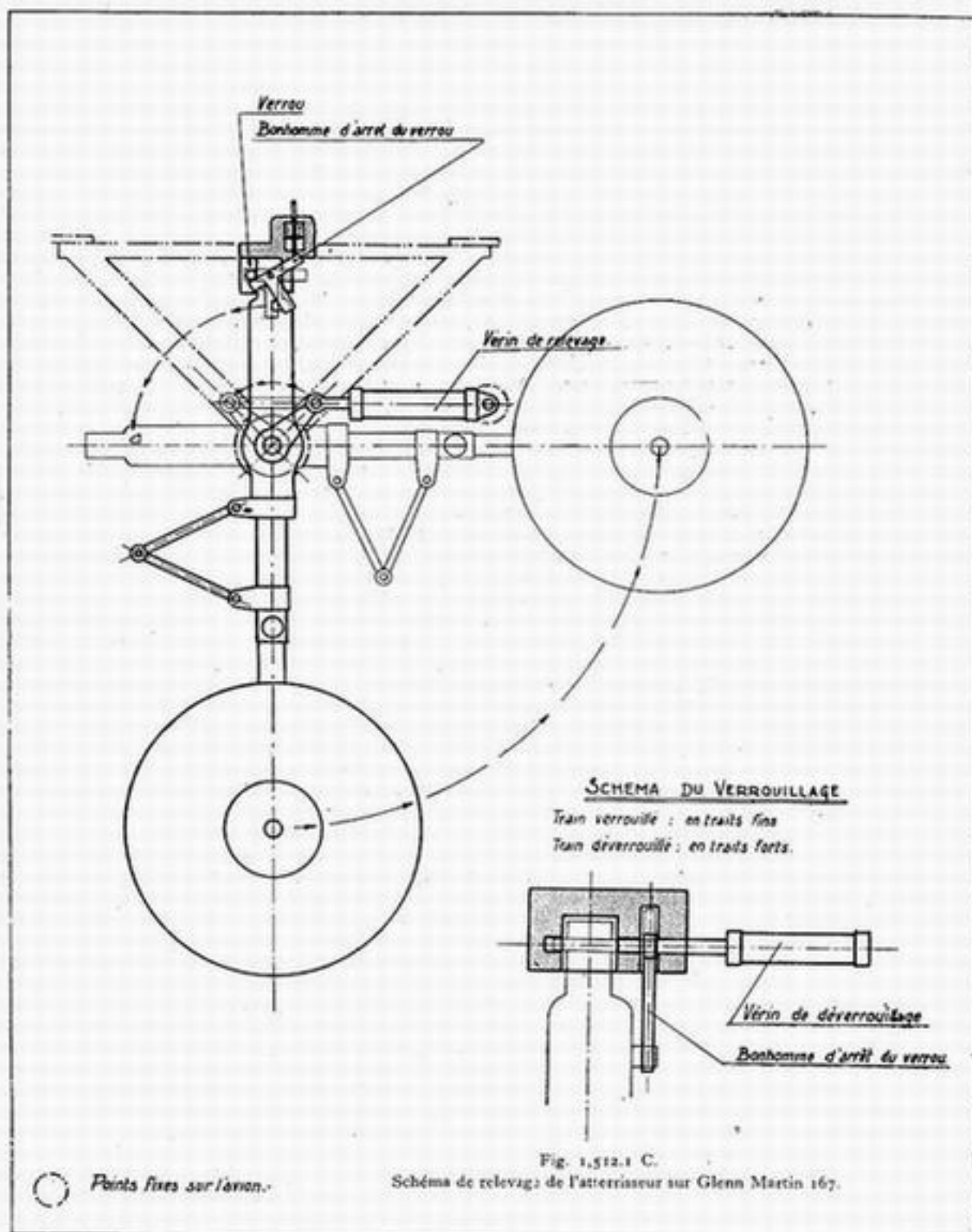
C'est le cas du bombardier anglais quadrimoteur Short « Stirling » (v. fig. 1,512.1 F) dans lequel le guidage supplémentaire se fait au moyen d'un parallélogramme articulé.

Dans le Lioré et Olivier 45 (v. fig. 1,512.1 G et H) une brisure de la jambe avant constitue un « genou » guidé par une bielle spéciale.

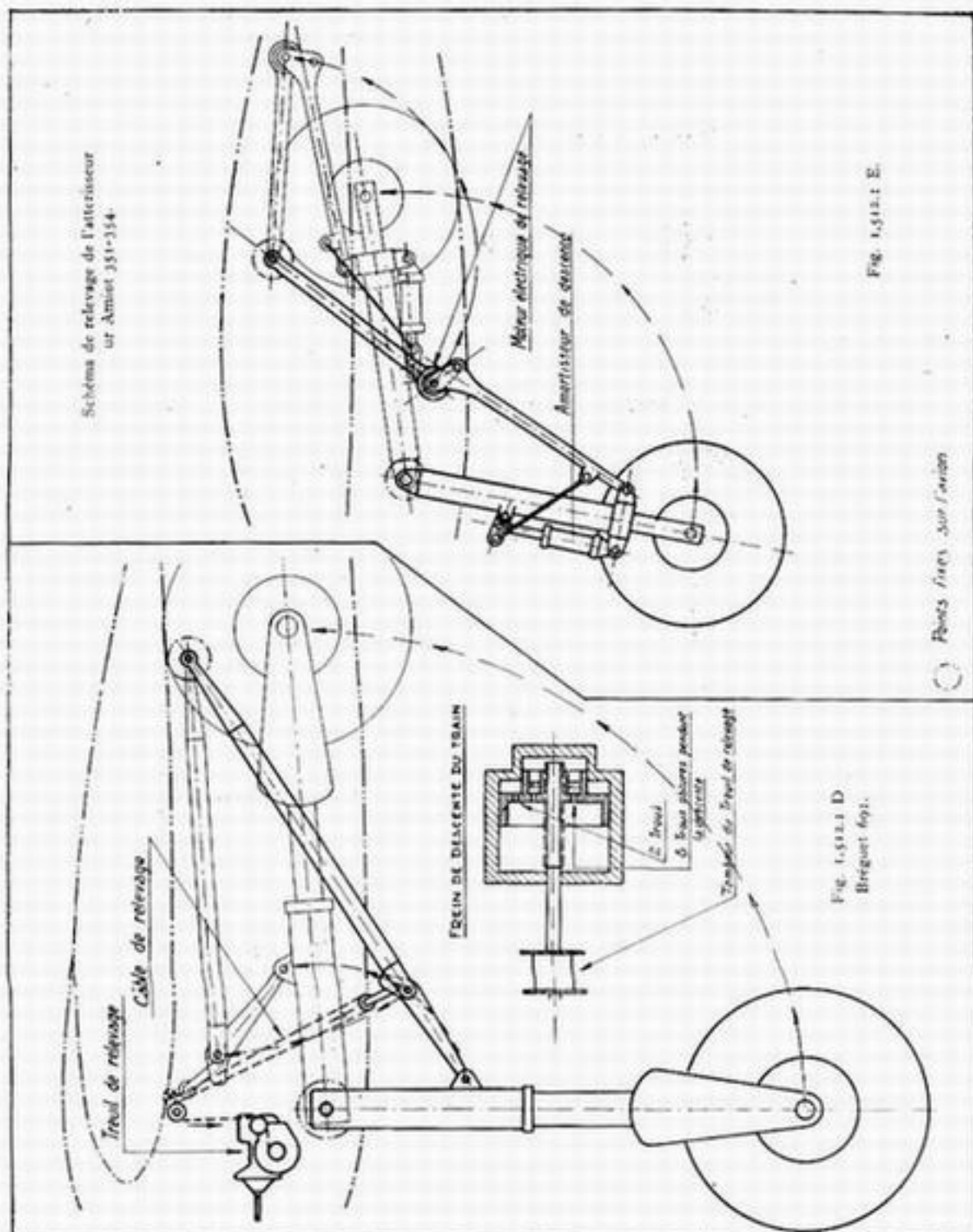
1,512.2 Sur certains multimoteurs l'atterrisseur s'escamote latéralement comme sur les monomoteurs (quadrimoteurs de Havilland « Albatross », Douglas B 19, et Consolidated B 24). Cette disposition devient inévitable chaque fois qu'on est conduit à employer des roues dont le diamètre devient supérieur à celui des fuseaux-moteurs, où elles ne peuvent plus s'escamoter.

Un palliatif peut être fourni pour les gros avions par l'emploi de « diabolos »,

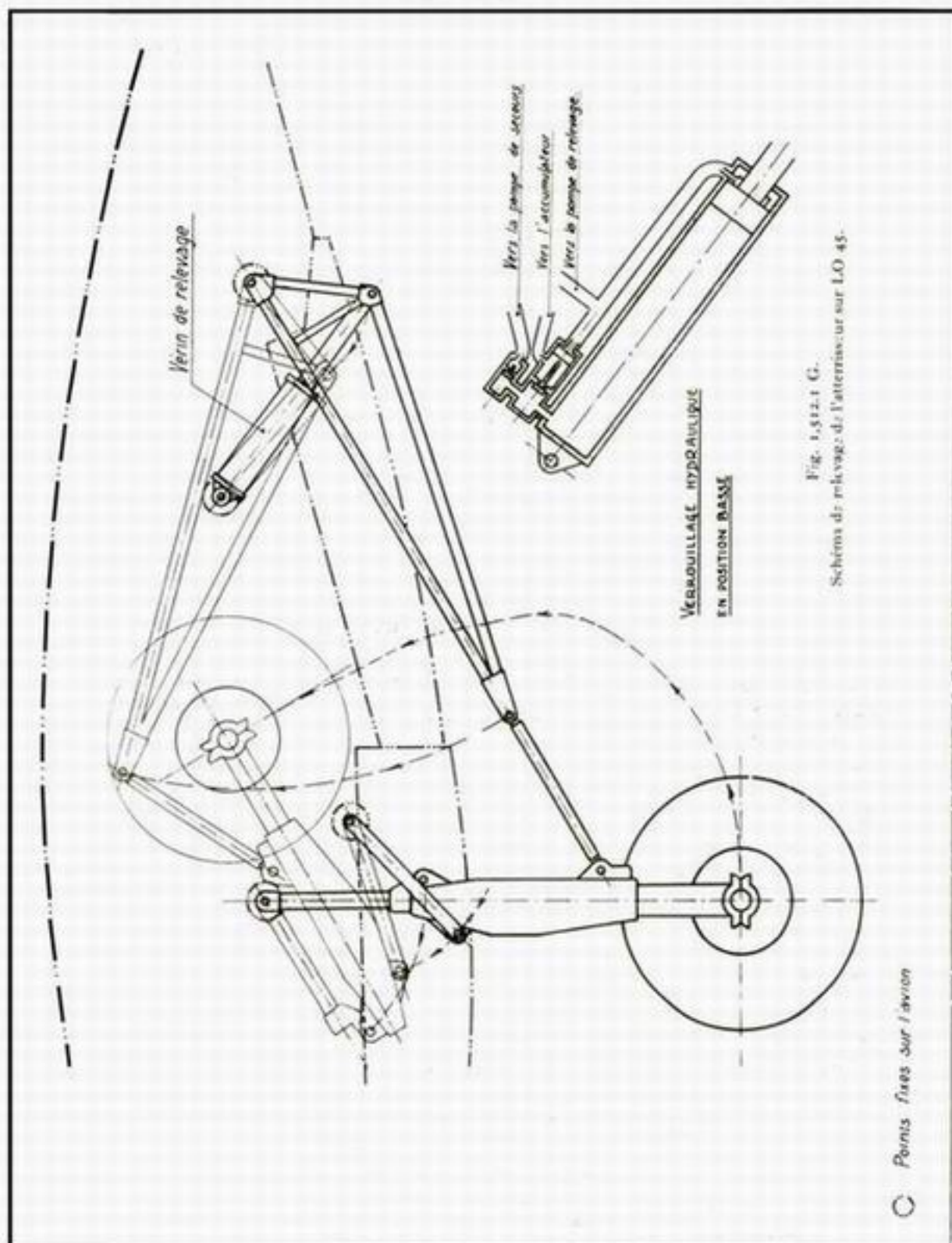
Fig. 1,512.1 F.  
Short « Stirling ».



N.-B. — Pour la clarté de la figure, les proportions des pièces ont été modifiées.



N.B. — Pour la clarté des figures, les proportions de certaines pièces ont été modifiées.





de roues ju melées, dont l'encombrement transversal est plus grand, mais dont les dimensions diamétrales peuvent encore s'accommoder des dimensions maximales actuelles des fuseaux-moteurs (ex : Douglas DC 4 C 54, Lockheed « Cons-

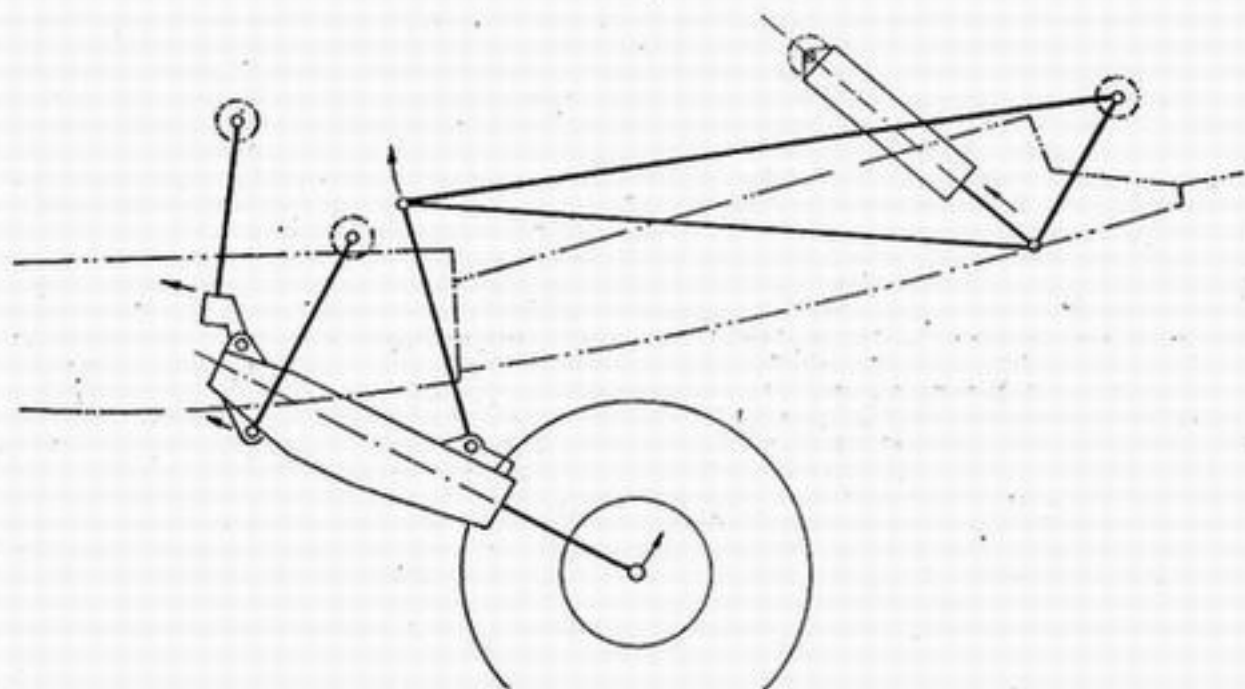
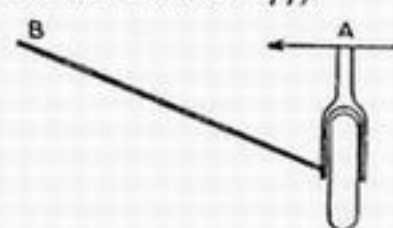


Fig. 1,512.1 H.

Atterrisseur du Le O45 en cours de relevage.

tellation » C 69 —  $\delta$  40 — Bœing B 29 « Superfortress »). La sécurité y gagne aussi dans le cas d'éclatement d'un pneumatique.

Il arrive que l'escamotage latéral subsiste même avec un « diablo ». Particulièrement typique à cet égard est l'exemple du quadrimoteur allemand Heinkel 177, dont chaque « diablo » se dissocie en deux parties pour l'escamotage, chaque roue élémentaire étant portée par une jambe séparée qui se rabat latéralement vers l'extérieur dans le bord d'attaque de chaque côté du fuseau-moteur, constituant ainsi en quelque sorte un double atterrisseur d'avion de chasse. On y gagne d'escamoter chaque roue séparément dans l'aile, ce qui donne un ensemble beaucoup plus plat que si les jumelages restaient constitués d'un seul bloc — d'où la possibilité d'un profil d'aile plus mince, donc meilleur au point de vue aérodynamique (épaisseur relative : 16 % à l'emplanture dans le cas du Heinkel 177).



JUNKERS 86

Fig. 1,512.2.

Une solution intermédiaire est donnée par le bombardier allemand Junkers 86 (v. fig. 1,512.2) dans lequel la roue s'escamote sur place, mais à plat, sous le fuseau-moteur, par suite du glissement horizontal du sommet A de la jambe qui la porte, le point B restant fixe.

Sur Junkers 88, l'escamotage se fait vers l'arrière, mais la roue se met à plat dans la partie postérieure du fuseau, par une rotation de 90° de la monojambe autour de son axe, analogue à celle du Curtiss 75 mais provoquée par une bielle agissant sur une manivelle, et non par engrènement de pignons d'angle.

## 1,52 - ATERRISSEUR ARRIÈRE

1,520 Historique.

Les atterrisseurs arrière ont d'abord été constitués par une simple lame de ressort appelée béquille. On a ensuite perfectionné le système en munissant cette béquille d'une suspension à sandow. Puis on a réalisé la suspension par des amortisseurs oléopneumatiques. Ensuite, on a rendu la béquille orientable, enfin on a eu l'idée de l'équiper d'une roue de queue.

1,521 Béquille.

La béquille reste indispensable sur tous les avions qui ne comportent pas de freins sur les roues principales, ce qui devient d'ailleurs de plus en plus rare, même sur les avions économiques de tourisme. On la trouvait encore naguère sur quelques avions de chasse (Morane 406, Caudron 714).

Elle n'était pas en effet sans présenter quelques avantages. Outre qu'elle est increvable et plus simple qu'une roue, elle introduit un certain freinage supplémentaire en plus des freins des roues principales, et ceci sans ajouter de risque supplémentaire de capotage; cet appoint n'est pas à négliger sur des avions à grande vitesse d'atterrissage. Ensuite elle s'agrippe fortement dans le sol et exerce ainsi un rappel énergique de la queue dans l'axe, qui permet de combattre la tendance au cheval de bois. Elle peut s'approprier aussi quelques-uns des avantages des roues de queue, notamment pour le roulement sur piste cimentée; lorsqu'on l'équipe par exemple d'un petit galet métallique roulant à l'intérieur. Ainsi, l'avion Les Mureaux 113 possédait une béquille constituée par une sorte de sabot articulé, dont la semelle contenait un petit galet. En terrain mou l'ensemble se comporte comme une béquille, le galet entre dans la terre avec le reste du soc de béquille dont il ne se distingue pas, mais sur une aire cimentée le galet roule et facilite les déplacements, assez laborieux avec la béquille.

Le bénéfice de cette disposition, qui peut paraître ingénieuse, est d'ailleurs plus illusoire que réel parce que lorsque la boue a bloqué le galet, le roulement sur une aire cimentée l'use rapidement et finalement le méplat ainsi formé empêche définitivement le galet de tourner.

De toute façon la béquille est vouée à une disparition complète avec la généralisation des pistes en « dur » pour le décollage et l'atterrissage.

1,522 Roue de queue.

La roue de queue peut être soit fixe et non carénée (Dewoitine 520), soit fixe et carénée (Simoun), soit enfin escamotable (Bloch 175, Lioré 45, Curtiss); le Messerschmitt 109 avait été conçu pour une roue de queue escamotable; on y a renoncé par la suite, estimant sans doute que le gain relatif de traînée ne valait pas la complication — mais il est assez remarquable de constater qu'on y est revenu finalement dans les derniers types de cet appareil (109 F et G) lorsqu'on a voulu vraiment tirer le maximum de ses possibilités.

## 1,53 - FORMULES SPÉCIALES D'ATTERRISSEURS

1,531 *ATTERRISSEURS MONOTRACES*

La formule monotrace est née sur les avions à vitesse de décollage ou d'atterrissage très élevée dans le but d'éviter les déséquilibres latéraux provoqués par le passage d'une roue ou de l'autre sur une bosse de terrain : si la roue est axiale l'avion sera secoué mais non perturbé latéralement.

Ce dispositif n'a pas eu jusqu'à présent beaucoup d'extension. Il existait pourtant sur les avions de course Farman de la première coupe Deutsch (v. fig. 1,531) et sur l'avion-laboratoire George Messier de 1932.

Dans tous les dispositifs monotraces il faut un système de soutien latéral,



FARMAN "COUPE DEUTSCH" MONOTRACE

Fig. 1,531.

lorsque l'avion roule à faible vitesse. Ce soutien latéral est donné par des béquilles d'extrémité de plans, avec ou sans roues. En fait, l'avion se soutient lui-même latéralement assez vite, mais au début du décollage il faut l'accompagner aux plans et en fin d'atterrissage il s'affaisse sur une béquille, ce qui engendre généralement un « cheval de bois » plus ou moins accentué.

1,532 *ATTERRISSEURS TRICYCLES*

A proprement parler, tous les atterrisseurs modernes sont tricycles puisqu'ils comportent des roues de queue, mais on appelle généralement atterrisseurs tricycles ceux dans lesquels la roue orientable est à l'avant au lieu d'être à l'arrière.

Il existe deux sortes d'atterrisseurs tricycles :

1,532.1 Tricycles à roue avant peu chargée.

Les tricycles à roue avant peu chargée comportent des roues arrière peu éloignées du centre de gravité. C'est la solution la plus répandue, celle des avions américains déjà bien connus Douglas DC 4 et DB 7 (v. fig. 1,532.1), Consolidated B 24, Bell « Airacuda » et « Airacobra », (24, 9 17) North American B 25, etc.

Dans cette disposition la majeure partie du poids de l'avion repose sur les roues arrière et une faible partie (de l'ordre de 10 %) sur la roue avant.

1,532.2 Tricycles à roue avant très chargée.

Une autre disposition, qui n'a pas encore fait ses preuves, est assez particulière à M. Mercier, de la Société Nationale de Construction Aéronautique du Sud-Est, et a été réalisée sur l'avion SE 100 (v. fig. 1,532.2). Elle comporte une roue avant très chargée, les roues arrière étant très reculées et s'escamotant dans

les dérives : la répartition des poids est presque égale entre les atterrisseurs avant et arrière.

Cette disposition entraîne de grandes difficultés pour la structure, puisque ce

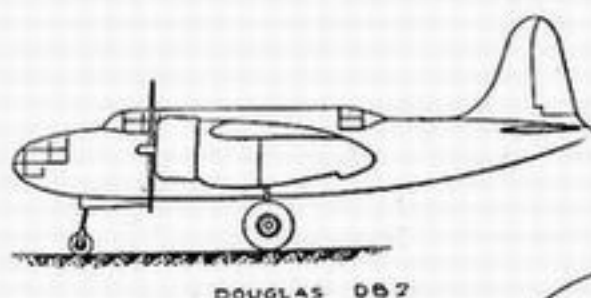


Fig. 1,532.1.

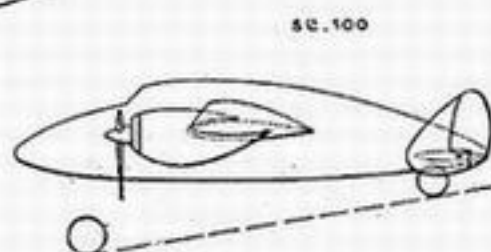


Fig. 1,532.2.

n'est plus la voilure qui supporte les roues arrière : en particulier, elle fatigue beaucoup plus le fuselage en torsion dans le cas de l'atterrissage avec inclinaison latérale. Elle présente aussi l'inconvénient de rapprocher le centre de gravité de la pointe avant du triangle de sustentation et de faciliter le chavirement.

En contrepartie, l'intrados de l'aile n'est pas abîmé par l'atterrisseur en position sortie, et le décollage s'en trouve facilité — d'autant plus que les jambes d'atterrisseur arrière, au lieu d'être situées juste derrière les hélices et de faire travailler celles-ci « devant un mur », comme dans les atterrisseurs de formule classique, sont reculées beaucoup plus loin et laissent plus de latitude aux écoulements. En outre, les avantages généraux de la formule tricycle sont obtenus d'une manière plus marquée, comme nous allons le voir tout à l'heure.

### 1,532.3 Comparaison de la formule tricycle et de la formule à roue arrière.

1,532.31 L'assiette horizontale de l'avion au sol confère à la formule tricycle, par rapport aux avions à roue arrière <sup>(1)</sup>, des avantages pour le confort des passagers, qui restent pendant tout leur séjour à bord dans une position à peu près constante. Elle facilite aussi le pilotage dans le décollage, puisque le pilote n'a plus à agir sur l'assiette de l'avion, automatiquement calée à la valeur optima pour le roulement de décollage.

1,532.32 D'autre part, l'atterrissage est, lui aussi, grandement facilité dans la formule tricycle par le fait que le sens du mouvement causé par le premier choc des roues sur le sol est inverse de celui qui se produit sur un avion de formule classique. En effet, lorsque ce dernier touche des roues, le choc même sur les roues *en avant* du centre de gravité provoque une augmentation d'incidence qui fait que si l'avion n'a pas atteint l'incidence du  $C_x$  maximum il redécalle. Au contraire, ici le choc sur les roues *en arrière* du centre de gravité provoque un basculement vers l'avant qui donne une diminution d'incidence et plaque l'avion au sol.

La simplification considérable qui en résulte pour l'instruction doit permettre à l'avion d'atteindre une clientèle privée plus étendue. Mais surtout cet avantage

(1) Encore que la formule à roue arrière n'ait pas dit son dernier mot : certains projets prévoient une roue arrière susceptible d'occuper plusieurs positions en hauteur : l'une de ces positions, pour le décollage, donnerait la même assiette que le tricycle.



ouvert aux avions tricycles des possibilités plus grandes qu'aux avions classiques pour l'atterrissage sans visibilité, dont l'exécution matérielle se trouve très simplifiée de ce fait : il suffit de descendre en pilotage sans visibilité, avec du moteur, sous très faible pente (pour éviter un choc excessif) jusqu'au moment où l'avion rencontre le sol — et à ce moment, sans autre précaution, de réduire les moteurs et de freiner avec énergie.

1,532-33

Les atterrisseurs tricycles évitent le risque de mise en « pylône » ou de capotage, du fait que l'avion se trouve soutenu par une roue très en avant de son centre de gravité, et permettent ainsi un freinage beaucoup plus énergique, pour lequel ils offrent d'ailleurs des possibilités supplémentaires puisqu'il y a 3 roues freinables au lieu de deux (1). C'est heureux d'ailleurs, car cette formule exige justement plus de freinage que la formule classique, notamment parce que l'avion roule au sol moins cabré, donc avec une traînée plus faible — ceci sans parler même d'une vitesse d'atterrissage plus élevée, que cette formule permet sans aucun doute, mais qu'elle n'impose pas forcément comme certains paraissent le croire (v. le deuxième des modes d'atterrissage décrits ci-après, en 1,532-4).

Le freinage devrait s'exercer, pour des raisons de stabilité, surtout sur la roue avant. Plus cette roue est chargée, plus elle sera capable d'exercer l'action de freinage; c'est un argument en faveur de la formule à roue avant très chargée — sous réserve qu'on parvienne effectivement à réaliser des freinages très intenses sans élévation de température prohibitive pour la tenue mécanique des roues, ce qui est loin d'être acquis. Ajoutons que, quelle que soit la formule tricycle adoptée, le freinage provoque un couple de tangage accentué qui surcharge la roue avant, et, en raison de l'élasticité des amortisseurs, fait « saluer » fortement l'avion.

1,532-34

La formule tricycle présente enfin de gros avantages au point de vue de la stabilité dans le roulement au sol (voir ci-après 3,441.2). Notons aussi qu'en raison de l'élimination du risque de capotage, cette formule est moins étroitement limitée que la formule classique dans le sens de l'avance du centrage (v. ci-après : 3,313), ce qui permet d'étendre beaucoup la gamme des chargements possibles.

Par contre, le risque de chavirement latéral lors d'un virage brusque, n'est pas éliminé. Ce risque, qui pour une hauteur donnée du centre de gravité dépend de la distance de la projection de ce point aux côtés latéraux du triangle de sustentation, est pour un tricycle à roue avant peu chargée, du même ordre que pour un avion à train classique; mais il augmente en même temps que la charge de la roue avant, ce qui est un inconvénient de la formule dans laquelle celle-ci est très chargée.

1,532-35

Malgré les avantages qui viennent d'être signalés, la formule tricycle est loin d'être encore universellement généralisée. Il est frappant de constater qu'elle se répand comme une traînée de poudre en Amérique, où tous les appareils récents tendent à l'adopter (Douglas DC 7, Lockheed « Constellation » et « Constitution », Boeing B 29 « Superfortress » et « Stratocruiser », etc., etc.), tandis qu'elle a rencontré longtemps une certaine réserve en Europe : l'Angleterre n'en avait fait que de rares applications (Armstrong-Whitworth « Albemarle » (2), la France s'y acheminait pour certains prototypes (S. E. 100, SO 30 R — v. planche II — SO 90 B) et l'Allemagne

(1) On devra de plus en plus utiliser cette possibilité : ainsi le Messerschmitt 262 a un frein sur la roue avant. Il reste délicat de doser le freinage selon les variations de charge de la roue avant, pour éviter son blocage.

(2) Bimoteur dont le prototype était destiné au bombardement mais dont la série a été utilisée comme avion de servitude, notamment pour le remorquage des planeurs.

l'avait complètement exclue, même pour ses appareils relativement récents comme le Dornier 217 ou le Heinkel 177. Cependant l'unanimité semble se réaliser sur ce point avec l'apparition des avions de chasse propulsés par réaction, qui pour autant que nous puissions le savoir, sont équipés d'atterrisseurs tricycles dans tous les pays (Messerschmitt 262, Gloster « Meteor », Bell « Airacomet », de Havilland « Vampire » etc.).

La timidité de l'acclimatation du tricycle en Europe s'explique par le fait que son introduction sur les avions modernes (1) est relativement récente (vers 1937 en Amérique) et que par conséquent sa technique n'est pas encore parfaitement assise. Des incertitudes subsistent pour le choix optimum de certains paramètres : position des atterrisseurs avant et arrière, déport et inclinaison du pivot de la roue avant, etc. (v. ci-après 3,421.2) et se traduisent par certains aléas, tels que le risque de shimmy de la roue avant.

Il faut noter aussi que cette formule comporte des inconvénients. Un accident sur une roue avant est beaucoup plus gros de conséquences qu'un accident sur une roue de queue, d'où nécessité d'une robustesse plus grande. Simultanément, la roue avant étant plus proche du centre de gravité est plus chargée que la roue arrière, à égalité de distance du centre de gravité à l'atterrisseur principal. Ces deux causes concourent à rendre la solution tricycle plus lourde que celle de la roue arrière unique.

Mentionnons aussi la difficulté de logement d'une roue escamotée dans l'avant d'un fuselage, région généralement très encombrée. C'est pourquoi certains estiment qu'il vaut mieux rechercher les avantages de l'atterrisseur tricycle par une adaptation convenable de la formule à roue arrière, qui n'a pas été très rationnellement exploitée jusqu'ici faute de concurrence, si l'on peut dire. Nous reparlerons de cette question en 3,423.

1,532-4

#### Technique d'emploi.

Voyons comment se font le décollage et l'atterrissage d'un tricycle.

Quand la roue avant est peu chargée, les roues principales sont au voisinage immédiat du centre de gravité et dès que la vitesse aérodynamique est suffisante, on peut obtenir aisément par l'action de la gouverne de profondeur le cabré de l'avion autour de ses roues principales, la roue avant se trouvant en l'air.

Au décollage, on laisse l'avion rouler sur ses trois roues et lorsqu'il a atteint la vitesse de décollage on tire la gouverne de profondeur à soi : on obtient un certain cabrage, la roue avant se lève et l'avion décolle.

A l'atterrissage, on peut soit poser l'avion directement sur ses trois roues — mais il est à une incidence assez faible et sa vitesse d'atterrissage est élevée — soit le poser comme un avion ordinaire, très cabré, la roue avant étant en l'air. Lorsque les roues arrière touchent elles font basculer l'avion sur la roue avant et l'équilibre normal se trouve rétabli.

Dans un avion genre SE 100 les manœuvres décrites plus haut sont impossibles, ces avions sont obligés de faire le décollage et l'atterrissage à assiette invariable. Pour obtenir un décollage franc, on disposera des dispositifs hypersustentateurs très actifs dont le braquage instantané peut être commandé par le pilote lorsque la vitesse convenable est atteinte.

Il faut noter toutefois que des systèmes de ce genre, très séduisants a priori, présentent le grave inconvénient de mettre le pilote dans la dépendance absolue du bon fonctionnement de ses dispositifs hypersustentateurs pour le décollage.

(1) Il est curieux de rappeler que cette disposition s'est déjà rencontrée sur des avions anciens (par exemple : avion canard Focke-Wulf « Ente » en 1929), mais dont les caractéristiques d'atterrissage étaient trop éloignées de celles des avions actuels pour que ces précédents puissent servir.

- 1,532.5 Signalons que la formule tricycle rencontre une grave difficulté dans le monomoteur : l'escamotage de la roue avant. Ou bien elle reste fixe, comme dans l'avion américain Waco « N », ou bien le moteur lui cède la place comme dans le Fokker D 23, ou le Bell « Airacobra ».

## 1,533 *DIVERS*

### 1,533.1 Trains de roues multiples.

Pour les avions de très fort tonnage, l'encombrement des roues principales (même décomposées en diabolos) devient vite considérable, et — quoique leur réalisation dans le style classique ne soulève aucune impossibilité de principe — certains constructeurs s'orientent vers des suspensions plus réparties, analogues à ce que sont pour les gros camions les suspensions à 6 roues.

C'est le cas notamment du Messerschmitt 323 « Gigant » (voir fig. 1,533.1 A et B) dans lequel on remarque 6 roues porteuses, et à l'avant 4 roues destinées à soutenir le nez de l'appareil pendant le chargement, qui se fait par ouverture

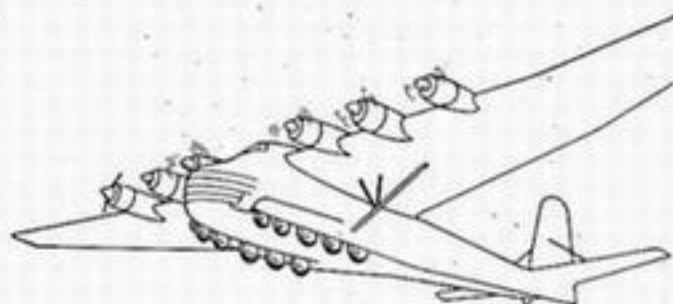


Fig. 1,533.1 A.

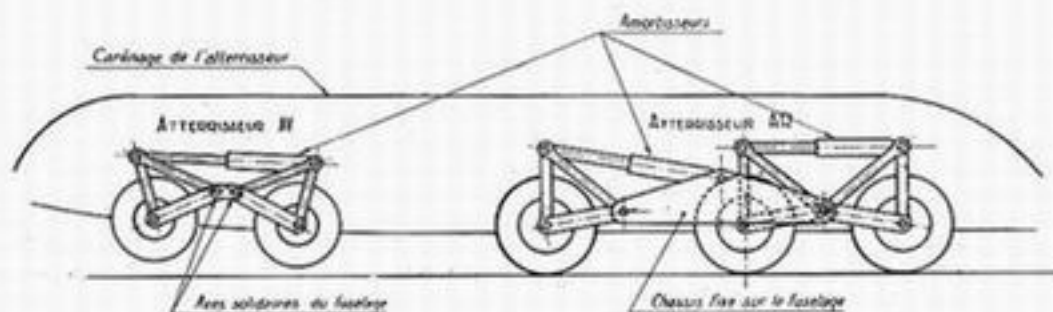


Fig. 1,533.1 B.

en grand de la pointe avant. Ces roues peuvent également, en cas de besoin, remplir un rôle anti-capotant.

### 1,533.2 Atterrisseurs à chenilles.

On passe évidemment par continuité du type précédent au type à chenilles, où les roues porteuses se multiplient, diminuent de diamètre, et s'appuient sur un caterpillar en caoutchouc permettant de bien répartir la pression de l'appareil sur le sol et d'éviter les enlèvements en terrain meuble.

Des réalisations expérimentales ont déjà eu lieu depuis longtemps, notamment en France sur un avion Gourdou-Lescurre 32 équipé de chenilles Vinay. Bien que les résultats aient été encourageants, aucune extension de ce système n'a été encore constatée, sans doute à cause de la complexité et du poids d'un



train de chenilles de ce genre, qui ne présente pas d'avantages décisifs tant qu'on reste dans les tonnages moyens jusqu'à présent pratiqués. Au contraire, lorsque le tonnage augmente beaucoup, la comparaison résumée par le constructeur britannique Dowty dans la figure 1,533.2 montre l'importante économie d'encombrement à laquelle cette solution peut conduire.

La possibilité de progrès techniques de ce côté n'est donc nullement exclue, et l'on peut s'attendre à voir un jour des appareils lourds équipés de ce genre d'atterrisseurs.

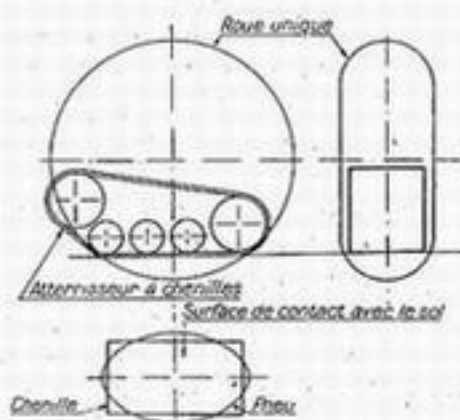


Fig. 1,533.2.

1,533.3

### Avions à skis.

Pour l'utilisation sur la neige, on peut équiper de skis l'atterrisseur de presque tous les avions. On l'a fait en France pour le Morane 230; au Canada pour une variante spéciale de l'avion de Havilland « Tiger Moth »; et au cours des hostilités, notamment sur le front Russe, pour un grand nombre d'avions de tous types, tant russes qu'allemands — encore qu'on ait vu prévaloir rapidement une autre méthode, consistant à rouler la neige afin de constituer des pistes suffisamment durcies pour que les avions puissent conserver leurs roues, sinon leurs facultés de freinage.

Les avions à skis peuvent également être « amphibies » et comporter à la fois des roues et des skis pour pouvoir partir d'un terrain dur en plaine et se poser en montagne sur la neige. Les essais effectués par la maison Morane-Saulnier ont montré qu'il fallait un dispositif d'escamotage, la roue passant à travers une fente longitudinale du ski.

Ces skis sont relativement beaucoup plus larges que ceux des skieurs, afin d'éviter une longueur excessive. L'allongement optimum est de 4,25 et la charge ne doit pas dépasser 7 kg/cm<sup>2</sup>. On leur donne un léger dièdre, analogue au carrossage des roues, pour améliorer la tenue en virage.

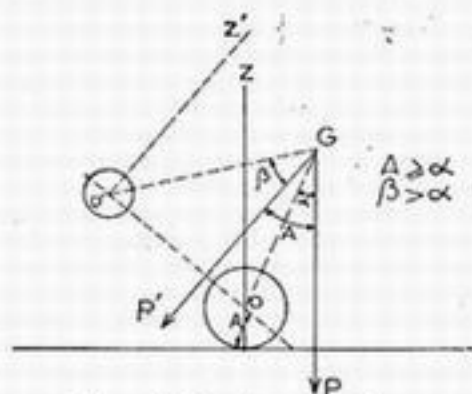
L'assiette longitudinale de l'avion par rapport aux skis doit être susceptible de variation pour se prêter au décollage et à l'atterrissage. Toutefois les débattements doivent être strictement limités de part et d'autre, pour éviter aussi bien le capotage de l'appareil, si les spatules viennent à « bourrer » dans la neige, que l'engagement en piqué des skis en vol, qui pourrait conduire à un engagement incontrôlable de l'avion.

1,533.4

### Dispositifs anti-capotants.

On a parfois muni les atterrisseurs d'avions-écoles de roulettes, dites « anticapotantes », situées en avant des roues principales.

Si l'on considère l'angle de garde  $A$  du système de roulettes supplémentaires (v. fig. 1,533.4), il est d'abord nécessaire que lorsque l'avion aura basculé de cet angle, son centre de gravité soit encore en arrière de la ligne  $O'z'$  : s'il était en avant, le capotage serait évidemment fatal. Mais il faut qu'il soit en arrière



Dispositif anti-capotant

Fig. 1,533.4.



d'un angle  $\beta$  au moins égal et si possible supérieur à l'angle de garde  $\alpha$  de l'atterrisseur normal. En effet, si l'avion a déjà tendance à capoter lorsqu'il se trouve sur les roues principales, par exemple parce qu'il est dans un terrain très boueux ou par suite d'une faute de pilotage, une fois qu'il aura basculé de l'angle  $A$  sur la roulette avant  $O'$ , il se trouvera dans une situation aussi critique qu'avant si le centre de gravité n'a pas, par rapport à cette roulette, une garde plus élevée qu'il n'avait par rapport aux roues principales. Il basculera donc à nouveau et le dispositif n'aura servi à rien.

Aussi des dispositifs de garde de ce genre n'ont d'intérêt que s'ils sont placés tout à fait à l'avant de l'avion.

C'est bien ainsi qu'ils ont été réalisés sur certains avions des premiers âges. Le monomoteur Antoinette comportait un très long ski anti-capotant, qui se prolongeait vers l'avant jusqu'au delà de l'hélice, et qui dans certaines versions supportait une roulette. Un peu plus tard, des bimoteurs (Caudron par exemple) comportaient sous la pointe avant du fuselage une roue fixe ayant le rôle qui vient d'être dit. On voit qu'on se rapproche ainsi par continuité de la formule tricycle dont nous avons déjà parlé et qui remplit à la fois, de la façon la plus économique, les deux rôles de support normal et d'anticapotage.

# UTILISATION

---

### 2,0 - IMPORTANCE DE LA QUESTION

Nous sommes loin du temps où le vol correct d'un avion était une prouesse difficile et suffisait à constituer un but en soi. Actuellement tout avion vole pour remplir une mission déterminée. Si cette mission est mal remplie le vol de l'avion ne sert à rien. Il est donc essentiel de penser avant tout à l'utilisation future de l'avion à construire.

2,01

Cette vérité élémentaire, malgré son évidence, a été trop souvent négligée. Aussi bien en France qu'à l'étranger, on a vu beaucoup trop, par exemple :

— d'avions de transport qui n'emportaient guère que leur poids de moteurs et d'essence, à une vitesse soi-disant prestigieuse qui, hors de proportion avec les exigences d'une exploitation rentable, n'était pas une excuse suffisante pour leur inutilité;

— d'avions de tourisme dont le pilotage entraînait un risque mortel pour quiconque n'était pas un virtuose, ou qui ne pouvaient utiliser en toute sécurité que des terrains de dimensions supérieures à un kilomètre;

— d'hydravions dont on ne pouvait approcher une embarcation sans défoncer la coque, ou dans lesquels le pilote ne pouvait pas prendre appui en arrière pour se lever, par exemple, sans avoir la main coupée par l'hélice;

— d'avions d'entraînement plus propres à réaliser la sélection naturelle des pilotes par la mort des moins émérites, qu'à permettre à ceux-ci de se perfectionner progressivement;

— d'avions de chasse manquant à ce point de visibilité en vol que les collisions étaient courantes ou la surveillance de l'espace impossible sans balancements perpétuels, ou dont le pare-brise servant à la visée (opération la plus essentielle pour un avion dont le seul rôle est d'être un affût volant) était constamment éclaboussé d'huile, ou encore sur lesquels la vérification des armes, le remplacement des munitions et des bouteilles d'oxygène entre deux missions étaient un tel travail que l'« alerte permanente » n'était plus qu'une expression humoristique;

— d'avions de reconnaissance où l'observateur ne voyait rien, ou sur lesquels la manipulation de l'appareil photographique exigeait un véri-

table acrobate, ou qui ne comportaient aucune intercommunication pratique de l'équipage;

— de bombardiers de nuit qui ne pouvaient voler dans l'obscurité sans illuminer la campagne ou éblouir leur équipage de leurs flammes d'échappement, ou sur lesquels tous les rôles étaient prévus à bord sauf celui du bombardier.

Enfin on a vu trop d'avions de toutes catégories sur lesquels la visibilité dans les évolutions à terre était détestable et produisait des collisions nombreuses au sol, au décollage ou à l'atterrissage; sur lesquels le remplacement d'un simple carénage de roue abîmé amenait des complications qui pouvaient aller jusqu'au démontage complet d'un demi-atterrisseur; sur lesquels il était impossible, pour accéder aux moteurs, de circuler sur les plans sans passer au travers; sur lesquels enfin le remplissage du combustible était une opération plus longue que la mission à accomplir, ou faisait éclater les réservoirs lorsque l'on prétendait les remplir avec la rapidité désirée.

Ces exemples font comprendre la gravité de la question. Ils sont tous réels et non imaginés pour les besoins de la cause. On pourrait en citer infiniment d'autres.

2,02 La responsabilité de cet état de choses est partagée.

Elle incombe pour une part à ceux qui collaborent à la rédaction des programmes, car il ne faut pas présenter à la fois une foule d'exigences contradictoires, sinon le constructeur ne peut y satisfaire. C'est un fait bien connu que trop demander est la meilleure façon de ne rien obtenir.

Elle incombe aussi aux constructeurs, qui souvent conçoivent d'abord un avion séduisant pour l'esprit et cherchent ensuite laborieusement à quoi l'utiliser.

2,03 On doit cependant atténuer l'énormité apparente des critiques faites en reconnaissant que le problème est difficile parce que l'avion est toujours un compromis. On est souvent obligé de sacrifier un peu certains points d'utilisation pour obtenir un résultat d'ensemble harmonieux, mais il est essentiel de ne pas perdre de vue que les raisons d'utilisation doivent venir en *première ligne* parmi les critères servant à définir le compromis optimum entre les diverses caractéristiques, et que l'adaptation d'un avion à son utilisation n'est pas seulement un travail a posteriori mais beaucoup plus encore un travail a priori, qui doit commencer dès sa conception.

En définitive l'utilisation d'un avion donne :

— d'une part des indications impératives, soit positives, sous forme d'un but à rechercher en soi, soit négatives sous forme de raisons impérieuses d'écartier certaines solutions séduisantes par ailleurs;

— et d'autre part des indications moins impératives qui sont de simples recommandations, relatives à des dispositions plus ou moins souhaitables.

2,04 On ne peut pas édicter de recettes définitives pour l'adaptation correcte d'un avion à son utilisation. C'est une affaire de longue réflexion personnelle dans chaque cas particulier.

Nous nous bornerons donc à donner quelques exemples, en nous limitant dans ce Chapitre aux questions d'utilisation qui affectent en principe la formule générale de l'avion. Les autres questions diverses, qui peuvent d'ailleurs souvent l'affecter aussi <sup>(1)</sup>, seront passées en revue dans le Chapitre VI : « Installations ».

(1) Exemple : Messerschmitt 109, sur lequel la disposition de l'atterrisseur paraît avoir pour but essentiel la facilité de démontage d'une demi-aile, facilité pour laquelle on a accepté un certain nombre de sacrifices comme il a été vu au Chapitre I (réf. 1.511.11).

et dans le Chapitre VII : « Servitudes-Sécurité ». Dans ce dernier seront notamment traitées toutes les questions de mise en œuvre au sol.

## 2,1 - UTILISATIONS DIVERSES

### 2,11 UTILISATIONS CIVILES

#### 2,111 Transport de passagers.

2,111.0 Disons un mot d'abord de la notion d'échelle, importante à considérer dans cette utilisation. Le transport aérien n'est vraiment intéressant au point de vue des passagers que s'il opère sur de longues distances, au moins égales à la distance maxima franchissable par le chemin de fer pendant la nuit, entre l'arrêt des affaires le soir et leur reprise le lendemain matin. Sinon, il ne gagne pratiquement pas de temps sur le chemin de fer, beaucoup plus installé dans les mœurs, et dont le confort est suffisant pour un emploi de nuit qui ne constitue pas une perte de temps. Le rendement maximum est obtenu lorsque la longueur du trajet atteint la distance que peut parcourir l'avion lui-même en volant toute la nuit (10-12 h.), ce qui correspond, aux vitesses actuelles, à la traversée « coast to coast » du continent Américain — et correspondra bientôt à celle de l'Atlantique Nord, au moins dans le sens Est-Ouest (1).

Ce sont ces raisons qui expliquent le grand développement de l'avion de transport aux États-Unis, où les séries d'avions civils constituent une opération industrielle payante, et sa stagnation en Europe où, en raison de l'exiguïté relative des territoires nationaux et des multiples barrières douanières, on trouvait difficilement la longueur de trajet nécessaire.

2,111.1 La vitesse est une caractéristique primordiale pour l'avion de transport de passagers. Il s'agit bien entendu de vitesse de *croisière*, c'est-à-dire susceptible d'être obtenue commercialement de plateforme à plateforme dans des conditions d'endurance convenables. C'est un élément important du confort des passagers, car la fatigue du voyage est directement liée à sa durée.

Comme nous le verrons en 11,20, c'est surtout cette considération de vitesse qui conduit à envisager les appareils stratosphériques pour les longs parcours : elle a donc une répercussion considérable sur la formule générale (cabine étanche, etc.).

2,111.2 Les avions de transport de passagers doivent être munis de tout le confort possible. Une des premières conditions à cet égard est de disposer d'une place suffisante, ce qui conditionne le volume du fuselage. Pour les longs parcours de jour, des bars, promenoirs, etc... doivent même être prévus.

Dans le même but de confort, il est souhaitable de réduire autant que possible les petites vibrations dues aux moteurs, ce qui conduit, d'après certains, à déconseiller la formule trimoteur dans laquelle le moteur central est dans le fuselage lui-même et communique d'une façon plus vive des fourmillements à l'ensemble de la cabine.

Il faut aussi s'efforcer de diminuer l'intensité du bruit à l'intérieur du fuse-

(1) Plus la vitesse croît, plus augmente l'écart entre les sens de parcours Est-Ouest ou Ouest-Est au point de vue de la durée de la nuit.



lage et par conséquent insonoriser les cabines (Cf. 6,53) et ne pas mettre de passagers dans le plan des hélices. Ce dernier point a des conséquences importantes au point de vue de la formule générale de l'avion.

Le conditionnement de l'air doit être sérieusement étudié (cette question sera vue plus en détail en 6,52).

Enfin, un élément non négligeable de l'agrément des passagers est d'avoir une bonne visibilité du paysage<sup>(1)</sup>, ce qui est un argument en faveur de l'aile haute, réalisée par exemple sur l'Armstrong-Whitworth « Ensign », le Fokker XXIV, le Douglas D C 5, le de Havilland « Flamingo », l'Avro « York », etc...

2,111.3

Un autre point essentiel pour l'avion de transport est la régularité. C'est aussi une des raisons qui font envisager les avions stratosphériques : la possibilité de survoler tous les systèmes nuageux usuels pourra permettre de s'affranchir en grande partie des imprévus météorologiques. La régularité impose aussi un bon équipement contre le givrage et pour le vol de nuit, une aptitude parfaite au vol dans les nuages, et donc une installation radio très complète (télégraphique, téléphonique, goniométrique, radio-guidage, radio-compass, atterrissage sans visibilité, etc...).

2,111.4

Une grande endurance est nécessaire, mais on peut accepter qu'elle suppose un entretien très soigné puisque les bases d'exploitation bien équipées peuvent l'assurer. Pour la même raison l'interchangeabilité est beaucoup moins essentielle que sur les avions militaires, puisqu'on aura toujours sous la main des ateliers bien équipés pour faire les retouches ou ajustages éventuels indispensables au montage.

2,112

### Transport de fret.

2,112.1

Pour ce transport, la vitesse et la régularité sont plus secondaires que pour les passagers. Au contraire, les possibilités d'emport sont essentielles, ce qui conduit à des charges alaires relativement faibles (comme nous le verrons ci-après, en 2,2) et à un volume de fuselage aussi considérable que possible, car la densité du fret à transporter peut évoluer dans de très larges proportions. Un système d'amarrage bien compris doit permettre l'arrimage dans tous les cas de fret courant possibles.

2,112.2

La question de confort ne se pose pas; par contre il se pose une question nouvelle, inconnue sur les avions de passagers, celle de la facilité de chargement, c'est-à-dire la question des ouvertures par lesquelles on introduira le fret. Les ouvertures peuvent s'envisager :

- soit sur le dessus du fuselage pour un chargement par grue,
- soit sur les côtés, sous forme de très grandes portes, pour un chargement par plan incliné amené sur le côté de l'avion, ou par potences oscillantes ou monorails situés à l'intérieur de l'avion et venant chercher la marchandise sur le côté,
- soit par-dessous, pour un chargement par un plan incliné qui peut être le rabattement du fond même du fuselage, très solidement raidi ou renforcé, et sur lequel on peut tirer les marchandises, par treuil ou autrement (s'il s'agit de matériel roulant, celui-ci peut même se rendre à l'intérieur du fuselage par ses propres moyens),

(1) Cette question se posera évidemment moins sur les avions stratosphériques, et c'est heureux car nous verrons au Chapitre XI qu'avec un fuselage circulaire (cabine étanche) l'emplacement qui se présente le mieux est l'aile médiane, très mauvaise pour la visibilité.

— soit enfin par une solution beaucoup plus radicale, telle que le sectionnement, avec des systèmes de montage et de démontage très rapides, du fuselage, dont toute la partie avant (Messerschmitt 323), ou même arrière (avions-cargos Fairchild C 82 « Packet », Miles « Aerovan »), pourra se démonter ou basculer latéralement comme une porte autour d'une charnière, ouvrant ainsi comme entrée la section totale du fuselage (ceci suppose bien entendu la formule tricycle).

### 2,113 Transport de poste.

C'est un cas particulier du précédent. Notons cependant que la vitesse, toujours secondaire pour les petits trajets de la France Métropolitaine, peut présenter plus d'intérêt pour les liaisons lointaines.

La régularité reprend une importance beaucoup plus grande que pour le transport de fret, et au moins égale à celle qu'elle a pour le transport des passagers.

Le vol de nuit est ici absolument essentiel, d'où nécessité d'un équipement radio très complet. Les exigences de protection pour le givrage et pour le pilotage sans visibilité sont les mêmes que pour le transport de passagers.

### 2,114 Tourisme.

2,114.0 Tous les avions de tourisme doivent présenter avant tout une grande facilité de pilotage, une grande rusticité et une excellente endurance, *même sans entretien*.

On voit se dessiner maintenant dans les avions de tourisme une spécialisation qui rappelle celle qui s'est produite vers 1920 dans l'automobile. Les premières automobiles étaient toutes découvertes et leur conduite était considérée comme un sport et même comme un sport dangereux. Progressivement, les voitures utilitaires sont toutes devenues des conduites intérieures, cependant qu'on continue à construire pour les amateurs des voitures de sport découvertes.

De même, au début de l'aviation, le seul fait de voler était un sport. Progressivement, les avions individuels utilitaires évoluent vers la conduite intérieure en donnant même lieu à deux catégories qui se différencient de plus en plus, selon qu'il s'agit de la simple promenade ou du voyage au long cours — cependant qu'on continue à construire des avions de sport, en conduite intérieure ou même découverts, pour l'amusement aérien et l'acrobatie.

Les appareils utilitaires à conduite intérieure pourront d'ailleurs, tout comme dans l'automobile, appartenir à des particuliers ou être exploités par des entreprises de « taxis » aériens.

Nous allons donc envisager ces diverses catégories.

#### 2,114.1 *Avions de promenade.*

La caractéristique essentielle de ces appareils doit être leur bas prix de revient, ce qui commande de rechercher dans leur construction la simplicité plutôt que la perfection.

Au point de vue des performances, les facilités d'envol et d'atterrissage sont primordiales pour permettre l'emploi de n'importe quel terrain. Ceci devrait même conduire, si ces formules entrent dans la pratique courante, à une grande expansion de l'autogire et même de l'hélicoptère, pour autant qu'on puisse produire ces engins à des prix de vente suffisamment faibles et que leur pilotage devienne très simple.

Un autre aspect de la même question est la possibilité de disposer d'un moyen de transport au sol après l'atterrissage pour se rendre du terrain à la ville. Cette question, toujours actuelle et essentielle, est susceptible d'entraîner de grosses répercussions sur la formule générale de l'appareil.

Signalons une solution amusante proposée par le petit avion de tourisme américain Waterman « Arrowbile » (v. fig. 2,114.1). C'est un avion sans queue



Waterman Arrowbile

Fig. 2,114.1

dont le fuselage constitue une cabine qui ressemble à celle d'une automobile, et qui est munie d'un moteur propulsif à l'arrière. La voilure est immédiatement détachable et peut donc, après l'atterrissage, être laissée à l'aérodrome, où on la reprendra pour redécoller. La formule « avion sans queue », adoptée sans doute pour réduire la longueur de l'engin roulant, permet aussi de réduire au strict minimum les démontages nécessaires. L'avion est tricycle, et la roue avant peut se commander par un volant pour le roulage terrestre.

#### 2,114.2 *Avions de sport.*

Le problème se pose, dans ses grandes lignes, comme le précédent, à cela près que la conduite extérieure peut être envisagée, que la facilité de pilotage est moins indispensable et que l'acrobatie doit être possible sans danger, ce qui entraîne des sujétions supplémentaires à la fois pour la résistance de construction et pour les qualités de vol, car il est bon que l'avion pardonne aisément certaines erreurs de pilotage, notamment dans le vol acrobatique.

#### 2,114.3 *Avions de voyage.*

Ces appareils doivent être nécessairement plus complets, donc plus chers. Ils doivent pouvoir voler sans visibilité et avoir la radio : on peut même dire que leur généralisation est étroitement conditionnée par le développement de l'infrastructure (radiophares, etc.). Les performances de vitesse prennent plus d'importance : il s'agit d'appareils plus poussés au point de vue aérodynamique, ce qui augmente encore leur prix.

Pour des raisons de sécurité, en vue du survol de régions inhospitalières, l'avion de voyage sera généralement un bimoteur léger volant bien avec un moteur stoppé. S'il est monomoteur, l'atterrisseur doit être escamotable.

L'adaptation au transport routier sera sans doute plus difficile. Les facilités de décollage et d'atterrissage sont moins indispensables, l'avion pouvant choisir généralement de grands terrains pour le départ et l'arrivée de longs parcours.

Il y aurait place d'ailleurs, sur ces bases aériennes bien équipées, pour des

entreprises rémunératrices de « taxis » aériens <sup>(1)</sup> utilisant, par exemple, des autogires et des hélicoptères, et faisant la liaison avec le centre des villes.

## 2,115 Points communs à toutes les utilisations civiles.

Les questions de sécurité mécanique et d'endurance sont primordiales pour les utilisations civiles plus encore que pour les utilisations militaires, dans lesquelles on peut admettre qu'elles cèdent le pas, *en cas d'incompatibilité*, à d'autres exigences telles que des performances élevées, puisque d'ailleurs les risques de combat, souvent liés aux performances, peuvent prendre dans l'aviation militaire une importance beaucoup plus considérable que les risques d'incidents mécaniques.

## 2,12 *UTILISATIONS MILITAIRES.*

Les utilisations militaires qui peuvent être envisagées sont très nombreuses et les conceptions sont différentes d'un pays à l'autre, et, dans un même pays évoluent très rapidement dans le temps. Il n'est donc pas possible d'en faire le tour complet.

D'autre part, comme la multiplication excessive des types d'avions présente de graves inconvénients pour les fabrications de série et pour le ravitaillement des unités, on est conduit à grouper plusieurs utilisations sur un même appareil, ce qui peut être fait de façons très différentes selon les conceptions tactiques du moment (exemples : de Havilland « Mosquito » en Angleterre, Junkers 88 en Allemagne, Douglas D B 7 en Amérique).

La définition complète des utilisations, et leur groupement judicieux, sont essentiellement du ressort des programmes techniques de matériel, dont nous n'avons pas à nous occuper ici. Nous nous bornerons donc à mentionner, à titre d'exemples, et pour donner une idée des conséquences qu'elles entraînent, un certain nombre de « missions » bien connues, en nous limitant aux caractères permanents qu'elles présentent en dehors de tout programme.

## 2,121 Exemples de missions.

### 2,121.1 Il existe de nombreuses missions de chasse :

- Chasse aux armées, destinée à assurer une permanence de surveillance au-dessus des lignes pour la protection des avions d'observation amis et l'interdiction des avions ennemis;
- Défense aérienne du territoire ou interception des bombardiers ou avions de reconnaissance ennemis faisant des incursions profondes;
- Accompagnement du bombardement;
- Chasse de nuit en secteur éclairé (avion ennemi pris dans les projecteurs) ou en secteur obscur;
- etc., etc.

Toutes ces missions peuvent être remplies selon les conceptions tactiques du moment par des monoplaces ou des multiplaces.

(1) Sans parler des taxis automobiles, et mieux encore des entreprises de louage de voitures sans chauffeur, dont le développement accompagnera nécessairement celui du grand tourisme aérien, le voyageur ne pouvant accepter d'être démuné de moyens de transport personnels dans la région où il atterrit.



- 2,121.2 Notons à part les missions d'attaque au sol par le tir (et non par la bombe) : attaques de terrains d'aviation, de troupes, et surtout d'engins blindés. Ces dernières missions ont conduit à une augmentation considérable du calibre des armes de bord destinées à perforer les cuirasses de chars (exemple : montage de 2 canons de 40 mm sur l'avion de chasse Hawker « Hurricane » — v. photo n° 16) et même à la création d'avions spéciaux « tueurs de chars » comme le monomoteur russe « Stormovik » et le bimoteur allemand Henschel 129.
- 2,121.3 Les missions de bombardement sont celles qui ont le plus évolué ces derniers temps. Le lancement des bombes ne s'est pratiqué d'abord qu'en vol horizontal, puis on a vu apparaître dans divers pays quelques avions spécialisés dans le bombardement en piqué *vertical*, seul envisagé dans les premières conceptions : ainsi en Amérique un monomoteur Douglas, déjà ancien, en Allemagne le Junkers 87, en Angleterre le Blackburn « Skua », en France, pour la Marine, les prototypes Gourdou 430 et 521, l'avion de série Loire-Nieuport 40. Devant le succès de ces nouvelles méthodes de bombardement, on a songé à les étendre à un piqué moins accentué, sous 45 ou 60° de pente, qu'on a appelé « semi-piqué » et on s'est mis progressivement à exiger de tous les bombardiers qu'ils puissent pratiquer de telles méthodes de lancement. Ces opérations de piqué étant particulièrement familières aux avions de chasse, on a même été jusqu'à demander à ceux-ci d'exécuter des missions de bombardement. Exemples : Messerschmitt 109, Hawker Hurricane transformé en « Hurribomber », Lockheed P 38 « Lightning », Republic « Thunderbolt », etc., etc.
- L'apparition des projectiles-fusées ou « rockets » emportés par les avions de chasse a d'ailleurs établi une véritable continuité entre les missions de tir mentionnées au § précédent et les missions de bombardement dont il est ici question.
- 2,121.4 Les missions de reconnaissance et d'observation sont également très diverses et peuvent faire appel à des matériels de tous tonnages et de toutes performances : on distingue en effet la reconnaissance lointaine, l'observation du champ de bataille, le réglage d'artillerie, l'éclairage des colonnes d'engins blindés, etc...
- 2,121.5 Les missions maritimes d'exploration, de torpillage et de mouillage de mines, autrefois réservées aux hydravions, ont été récemment dévolues aux avions terrestres auxquels l'extension toujours croissante des autonomies a permis d'intervenir dans la bataille navale, même en plein océan, en opérant à partir de bases terrestres. Parce qu'il faut bien se limiter, nous ne pouvons qu'évoquer ici, sans lui consacrer les développements qu'il mérite, le délicat problème particulier de l'Aviation embarquée.
- 2,121.6 Enfin il existe une foule de missions militaires qu'on peut grouper sous le titre général de « missions de servitude » et qui vont des missions d'estafette, de liaison ou d'évacuation sanitaire et du transport de troupes ou de parachutistes au transport rapide d'essence par « avions-citernes », en passant par le transport de matériels variés : matériels de rechange tels que moteurs, et même engins blindés au moyen d'avions dont le tonnage va sans cesse croissant, comme l'hexamoteur allemand Messerschmitt 323 « Gigant » (348).
- Nous verrons d'ailleurs en 12,22 que les matériels destinés à remplir ces missions peuvent n'être pas seulement des avions à moteur, mais encore des planeurs de vol à voile.

2,121.7 Nous laisserons de côté, pour abrégé, les missions d'instruction, elles-mêmes fort nombreuses : école de début, de transformation, d'acrobatie, de perfectionnement sur mono et sur bimoteur, instruction des navigateurs, observateurs, bombardiers, mitrailleurs, etc., etc...

Nous allons maintenant étudier comment doit être orientée la conception de l'avion en fonction de certaines des missions rapidement évoquées ci-dessus — en nous limitant à quelques points importants susceptibles d'avoir des répercussions sur la disposition d'ensemble de l'appareil.

## 2,122 Visibilité.

2,122.0 Une excellente visibilité est particulièrement nécessaire pour les missions de chasse, pour lesquelles il y a lieu de distinguer la visibilité de tir (vers l'avant) et la visibilité de surveillance (vers le bas) — et pour les missions de bombardement en piqué, surtout pour le piqué à la verticale, où les exigences sont très sévères puisque, en principe, le but devrait être vu sans arrêt pendant l'approche, jusqu'au survol à la verticale, et pendant tout le basculement de l'appareil.

Cette question est une de celles qui peuvent avoir le plus d'influence sur la formule générale de l'avion, surtout pour les monomoteurs.

Montrons par des exemples quelques-unes des conséquences qui en découlent.

### 2,122.1 *Aile haute.*

Avec l'aile haute parasol (ou l'aile supérieure d'un biplan), les raisons de visibilité concourent avec des raisons de stabilité transversale pour conseiller un certain dièdre, de telle sorte que l'arête du dièdre passe par l'œil du pilote et qu'ainsi les ailes interceptent l'angle mort minimum (v. fig. 2,122.1 A). On relèvera un peu la partie centrale de voilure pour que le pilote puisse avoir par-dessous la visibilité nécessaire. On aura ainsi la formule de l'avion parasol Dewoitine 371.

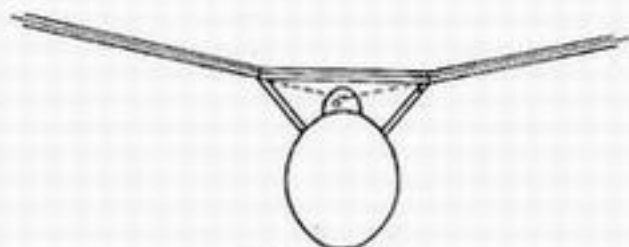


Fig. 2,122.1 A.  
Dewoitine 371-373.

Rappelons encore la solution originale présentée par les avions Nieuport 121, 122 et 125. La voilure, parasol au bord d'attaque et tangente au

sommet du fuselage au bord de fuite, était échancrée d'un large trou dans lequel était installé le pilote, dont le regard pouvait à volonté, au moyen d'un léger mouvement du cou, émerger par-dessus l'aile, ou voir sous l'intrados. Cette solution, excellente peut-être pour explorer l'ensemble de l'atmosphère, n'était pas pratique pour suivre un objectif défilant dans le plan horizontal de l'œil du pilote, plan capital pour la visée.

On peut faire le même reproche à l'aile en M, dite aussi « P Z L » du nom des premiers avions de chasse qui l'ont employée. Ajoutons que cette formule n'est réellement efficace au point de vue visibilité que moyennant des conditions très strictes, qui n'étaient d'ailleurs pas satisfaites sur les avions P Z L d'origine, mais qui l'ont été, après une minutieuse étude et un remaniement complet, sur l'avion français Loire 46. Les racines d'ailes doivent se rejoindre en un point unique sur le sommet du fuselage (et non s'implanter séparément sur ses flancs);

de plus, elles doivent être tordues de telle sorte que les cordes de chaque section passent par l'œil du pilote, ce qui amène à leur donner une incidence négative.

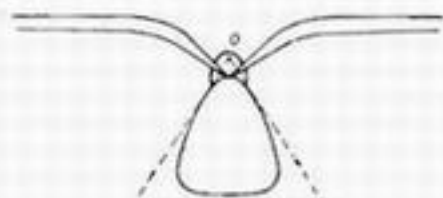


Fig. 2,122.1 B.  
Loire 46.

— d'où nécessité de choisir dans cette région un profil très particulier, ou de réduire la profondeur de cette partie nuisible. Sans ces précautions les racines d'ailes constituent un véritable mur devant l'œil du pilote, notamment lors de la prise de terrain et de l'atterrissage qu'elles rendent très dangereux.

Par ailleurs, le Loire 46 a un fuselage piriforme, ce qui permet de voir sur les côtés

aussi bas que possible, et beaucoup mieux qu'avec une section elliptique de même maître couple (v. fig. 2,122.1 B).

### 2,122.2 Aile basse.

Pour la visibilité de combat, une aile basse est excellente puisqu'elle dégage la demi-sphère supérieure et se prête bien à attaquer l'adversaire par-dessous. Mais pour la visibilité de surveillance l'aile basse est assez fâcheuse puisqu'elle constitue un masque vers le bas. Il est donc important d'étudier soigneusement son emplacement.

Il faut réserver une bonne visibilité inférieure vers l'avant, et il est très désirable aussi que le pilote voie à la verticale : ceci détermine un angle dièdre  $D$  à l'intérieur duquel il faut s'efforcer d'inscrire la voilure,

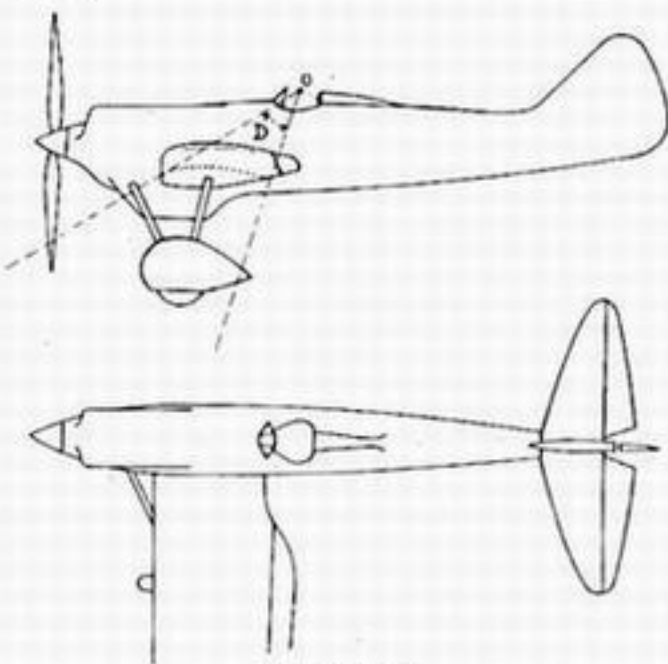


Fig. 2,122.2 A.  
Dewoitine 500.

C'est une des raisons pour lesquelles le Dewoitine 500 (v. fig. 2,122.2 A) avait une voilure de faible profondeur, donc de grand allongement<sup>(1)</sup>, placée exactement à l'endroit qui donnait le secteur mort minimum et le moins important pour le pilote. De plus, dans la vue en plan, l'aile était échancrée au bord de fuite pour améliorer encore la visibilité vers le bas.

Dans une autre solution également intéressante, celle du

Bloch 151-152 (v. fig. 2,122.2 B), on a donné à la visibilité inférieure avant la priorité sur la visibilité à la verticale, et le pilote est placé très en avant, au voi-

(1) Alors qu'un allongement plus faible serait préférable pour la légèreté de la construction, surtout avec les conditions de calcul très sévères qu'on applique aux avions de chasse.

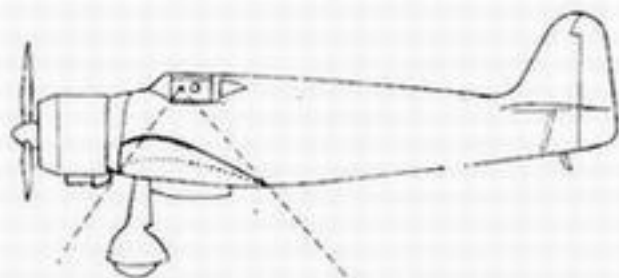


Fig. 2,122.2 B.  
Bloch 151-152.

sinage du bord d'attaque de la voilure. Il en est de même des avions de chasse italiens Breda 64 et 65.

Signalons encore les réalisations dans lesquelles un moteur central entraîne l'hélice par une transmission à distance, ce qui permet de mettre le pilote devant le moteur très en avant dans le fuselage (exemple : Bell P 39 « Airacobra » — 24, p 17 — v. ci-dessus en 1,212).

### 2,122.3 *Balcon avant sur monomoteur.*

Si l'on tient à disposer *sur un monomoteur* d'une visibilité *totale* dans la demi-sphère avant, c'est-à-dire d'une pointe avant vitrée, on se trouve nécessairement entraîné vers de grosses difficultés ou des solutions franchement hétérodoxes.

Une première solution est l'avion à moteur propulsif, qui soulève des problèmes ardu pour l'évacuation en parachute sans heurter l'hélice, et pour la protection de celle-ci contre les projections de pierres dans le roulement au sol, sans parler des questions de rigidité du fuselage bipoutre, qu'une étude de construction rationnelle doit permettre de régler d'une façon acceptable, ni des difficultés de principe déjà signalées en 1,201.

Une deuxième solution, beaucoup plus révolutionnaire, est celle de l'avion dissymétrique, dont un exemple de fabrication en série est fourni par le Blohm und Voss B V 141 (v. fig. 2,122.3). Cet appareil n'est d'ailleurs pas la première proposition de ce genre. On peut résumer comme suit toutes les possibilités à cet égard, dont plusieurs ont fait, dans divers pays, l'objet de brevets qui n'ont d'ailleurs pas eu de suite en série :

— avion bi-fuselage, les avants des deux fuselages étant occupés l'un par un moteur, l'autre par une cabine.

— avion mono-fuselage dissymétrique, avec les deux dispositions possibles :

— cabine à l'avant du fuselage et moteur isolé sur l'aile;

— moteur à l'avant du fuselage et cabine isolée sur l'aile (cas du B. V. 141).

On devine que ces dissymétries ne vont pas sans difficultés. Si la visibilité avant est excellente, la visibilité latérale est dissymétrique, c'est-à-dire risque d'être médiocre d'un côté. Les variations brusques d'admission doivent entraîner un mouvement de lacet qui peut être important et nuire à la visée. Enfin dans la dernière solution (la meilleure pour le champ de tir arrière) l'effet de la gouverne de profondeur, elle-même déportée, sur le roulis de l'avion pose des problèmes délicats. Ces quelques réflexions montrent les répercussions considérables de ces questions de visibilité sur tout l'ensemble de l'appareil, et les difficultés que doit surmonter la mise au point de formules nouvelles à cet égard.



Fig. 2,122.3.  
Blohm und Voss BV 141.

### 2,123 Groupement général de l'équipage.

Une tendance très intéressante est manifestée par les appareils militaires allemands récents, tels que les Dornier 215 et 217, et Junkers 88, dans lesquels tout l'équipage est groupé dans une même cabine, de telle sorte que les postes de tir battant le secteur arrière sont eux-mêmes dans la partie avant de l'avion. Les avantages d'une pareille disposition sont considérables au point de vue psychologique pour la cohésion de l'équipage au combat : elle permet une intercommuni-



cation aisée et le remplacement facile du personnel blessé ou tué; elle facilite beaucoup la protection en réduisant les surfaces de blindage nécessaires; enfin, elle se prête beaucoup mieux qu'une autre à une adaptation en cabine étanche pour le vol stratosphérique.

Son seul inconvénient concerne le centrage. L'équipage, qui est une charge permanente, se trouvant ainsi groupé à l'avant, doit être équilibré par une charge qui, dans le cas des appareils considérés, est généralement une charge consommable (bombes, par exemple) à la disparition de laquelle le centrage se trouve profondément modifié et d'ailleurs justement dans le sens inverse que celui qui serait désirable (v. 1,511.13), puisqu'il se trouve avancé pour l'atterrissage au retour de mission. Ces inconvénients peuvent assurément être évités en équilibrant le poids de l'équipage par un autre poids permanent, par exemple les moteurs qu'on peut imaginer de mettre à l'arrière en position propulsive. Il ne faut pas perdre de vue cependant que l'inertie longitudinale de l'avion s'en trouvera augmentée, d'où répercussions possibles sur sa maniabilité et son amortissement.

2,124

#### Performances, qualités de vol.

L'obtention d'une vitesse maxima aussi élevée que possible est capitale pour tout avion de guerre. Pour les missions d'attaque au sol, cette vitesse doit être obtenue à basse altitude, ce qui conditionne le choix des compresseurs des moteurs.

La vitesse ascensionnelle est primordiale pour certaines missions de chasse, car elle est un atout important dans les combats individuels, notamment entre chasseurs — d'où, pour une puissance donnée, une limite inférieure pour la surface et une limite supérieure pour le poids.

Les performances de décollage et d'atterrissage passent au premier rang pour les avions-estafettes ou de réglage d'artillerie, et surtout pour l'aviation embarquée: elles conditionnent étroitement la surface et le poids des appareils. Notons, pour n'y plus revenir, que, pour l'emploi des ascenseurs et le rendement optimum du garage dans des entrepôts où la place est limitée, les avions embarqués sont également astreints à des sujétions très strictes d'encombrement, qui peuvent, pour cette fin particulière, se conjuguer avec les précédentes pour faire préférer le biplan. A défaut, une démontabilité instantanée peut être exigée, ce qui peut entraîner de grosses servitudes constructives.

Une excellente maniabilité est une condition absolument primordiale pour les missions de chasse et de bombardement en piqué. Elle est nécessaire aussi pour les avions de reconnaissance lointaine qui, lorsqu'ils sont isolés, doivent souvent se défendre par la manœuvre.

2,125

#### Armement.

Les missions de chasse imposent un armement avant fixe très puissant. On peut rechercher la densité de feu, qui conduit à multiplier le nombre des armes, et la durée de tir, qui conduit à porter au maximum la quantité de munitions par arme. Le compromis est imposé par le poids total à ne pas dépasser, surtout si l'on veut conserver une bonne vitesse ascensionnelle (missions de chasse aux armées).

Enfin, une condition essentielle pour les avions de chasse est l'accessibilité immédiate et très commode des armes au sol pour le remplacement des munitions. L'avion Hawker « Hurricane » est remarquable à ce point de vue, avec ses panneaux de très grandes dimensions sur l'extrados: des clips peu nombreux et à

manœuvre instantanée permettent un démontage très rapide, dévoilant la totalité des armes, des boîtes à munitions, etc... Ce point est tellement essentiel pour l'utilisation d'un chasseur qu'on a pu dire que celui-ci devrait être construit autour de ses armes.

2,125.2 La défense arrière des multiplaces pose aussi des problèmes qui conditionnent étroitement la formule générale des avions.

2,125.21 Il faut d'abord supprimer dans toute la mesure du possible les angles morts des armes défensives.

C'est ainsi que sur le bimoteur Blériot 127, multiplace de combat ancien, dans le but de dégager les champs de tir, les fuseaux moteurs de grande longueur se prolongeaient en arrière du bord de fuite : dans leur pointe arrière était logé un mitrailleur qui pouvait tirer dans la moitié de l'hémisphère arrière. C'est exactement la solution inverse de celle du Bell « Airacuda » (réf. 1,221) plus récent, dans lequel le mitrailleur se trouve là où Blériot avait mis le moteur et vice versa (1).

Dans le prototype SE 100, de la SNCA du Sud-Est (Cf. fig. 1,532.2) la grande hauteur du fuselage « en dos de carpe » et la position particulièrement basse de l'empennage bidérive, permettaient de placer le mitrailleur très en arrière et de lui ménager un champ de tir vers le bas de l'ordre de 20°, c'est-à-dire très supérieur à celui des avions classiques.

C'était un acheminement vers la solution de la tourelle de queue, de beaucoup la plus parfaite pour l'étendue géométrique du champ de tir arrière. Cette solution, qui s'est généralisée d'abord sur le matériel britannique et qu'on ne rencontre sur aucun matériel français de série, présente des inconvénients d'ordre aérodynamique, tenant au manque d'effilement du fuselage, et d'ordre psychologique et militaire tenant à l'isolement du tireur arrière, lequel est d'autre part très secoué, tant par les remous atmosphériques que par les évolutions de l'appareil. Cependant elle correspond à une utilité militaire telle qu'elle a gagné progressivement tous les gros porteurs militaires anglais et américains. Des avions anciens comme le Boeing B 17 « Forteresse volante » qui n'avaient pas à l'origine de tireur à la pointe arrière du fuselage, en ont reçu par la suite. Et même des appareils de tonnage assez faible comme le North American B 25 « Mitchell » et le Glenn Martin B 26 « Marauder » présentent maintenant cette disposition. Il faut noter enfin l'apparition de celle-ci sur un gros porteur allemand au moins (Heinkel 177), ce qui est très révélateur si l'on se rappelle ce qui vient d'être dit en 2,123.

2,125.22 La réalisation même des postes de tir peut conduire à d'assez grosses difficultés constructives selon les conceptions qui prévalent à leur sujet.

Le problème est avant tout un problème d'encombrement. D'où le goût qu'on a eu longtemps pour les armes isolées, relativement faciles à installer : témoin la solution élégante trouvée par les Allemands et consistant à fixer l'arme dans une rotule insérée en plein milieu d'un habitacle vitré. La commodité de cette disposition est telle qu'elle continue à prévaloir dans bien des cas, notamment lorsqu'il s'agit d'ajouter des armes pour renforcer la défense, jugée insuffisante, d'un bombardier (ex. : nez avant du Boeing B 17 « Forteresse volante »).

Cependant, au stade projet où l'on dispose de plus de liberté, on préfère souvent des tourelles à armes multiples qui offrent une meilleure densité de tir

(1) Il est évident que les missions à remplir ne sauraient être les mêmes.

et une plus grande précision de visée, mais présentent l'inconvénient d'un poids et d'un encombrement plus élevés.

De même que le monoplace devrait être construit autour de ses armes, il faudra en venir à dessiner les multiplaces autour de leurs tourelles. C'est le cas du Boulton and Paul « Defiant » avec carénages escamotables automatiquement, dont nous avons déjà parlé (v. fig. 1,322.2 B).

Notons enfin les efforts techniques vers des solutions originales destinées à éviter d'augmenter trop les maîtres-couples. On peut citer, par exemple, les tourelles d'axe horizontal, comme le « cône » arrière de nacelle (v. fig. 2,125.22 A)



Fig. 2,125.22 A.

des bimoteurs à deux poutres - fuselage Fokker G 1 et Focke-Wulf 189 (et la solution analogue de l'avion dissymétrique Blohm und Voss BV 141) et les deux coupoles latérales du Messerschmitt 410, télécommandées et

battant chacune un des flancs de l'appareil (v. fig. 2,125.22 B).

Le meilleur moyen de concilier un champ de tir étendu et un encombrement très réduit est d'installer des armes mobiles télécommandées (1), mais outre la difficulté de réaliser des transmissions conservant une précision suffisante, malgré les flèches prises en vol par les diverses parties de l'avion, il faudra résoudre celle, bien plus grande encore, d'obtenir des champs de visée aussi étendus que les angles de tir possibles. Pour des postes de queue, par exemple, ceci doit conduire à des viseurs périscopiques qui ne paraissent pas encore au point et n'ont généralement qu'un champ trop exigü pour des cibles aussi mobiles.

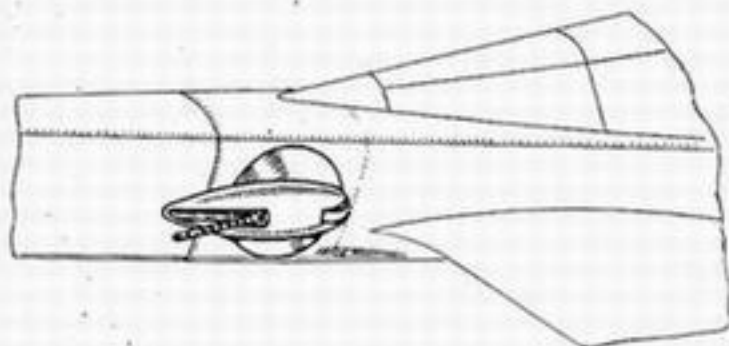


Fig. 2,125.22 B.

Ces deux difficultés sont en passe de recevoir une solution simultanée et particulièrement élégante par l'apparition des tourelles auto-pointées et déclenchées par Radar.

Ces deux difficultés sont en passe de recevoir une solution simultanée et particulièrement élégante par l'apparition des tourelles auto-pointées et déclenchées par Radar.

## 2,126 Protection.

2,126.1 Malgré les lourdes servitudes de poids qu'elle entraîne, la protection s'est imposée comme une nécessité inéluctable. Elle a provoqué d'ailleurs aussitôt

(1) Il s'agit ici de la télécommande de leur orientation, celle de leur détente étant depuis longtemps dans le domaine courant.

chez les chasseurs l'emploi de projectiles perforants particulièrement puissants, et l'augmentation des calibres et des vitesses initiales des armes. Nous assistons maintenant dans l'aviation de combat à une réédition de la célèbre rivalité du canon et de la cuirasse, qui a conduit la Marine de guerre, par des surenchères successives, à des tonnages sans cesse accrus. Inquiétant pronostic en aviation où le poids est un ennemi redoutable, alors que la perpétuelle inflation des puissances motrices en vue des performances ne porte déjà que trop à l'élévation des tonnages!

2,126.2 Le secteur à protéger diffère suivant les missions

C'est surtout le secteur avant pour la chasse et le bombardement en piqué, qui attaquent des objectifs défendus. Les appareils correspondants doivent recevoir des pare-brises blindés, en verre multiplex de grande épaisseur, et des blindages d'acier dans les secteurs n'affectant pas la visibilité.

Le secteur arrière est à protéger pour toutes les missions, sauf à la rigueur pour les missions de défense aérienne du territoire, où l'on ne fait en principe qu'attaquer l'ennemi en territoire ami — encore que l'attaquant puisse être lui-même attaqué par l'arrière par des chasseurs d'accompagnement.

La protection des réservoirs — et bientôt des radiateurs — devient une nécessité absolue. Sa réalisation par des plaques de blindage en acier entraîne un supplément de poids considérable, à moins d'un groupement heureux des réservoirs avec les autres parties vitales de l'appareil à protéger. En tout cas, avec ou sans blindage d'acier, il est essentiel de munir les réservoirs d'une protection de caoutchouc refermant efficacement les trous pratiqués par les balles. Cette protection ne pouvant être, dans l'état actuel de la technique, qu'extérieure aux réservoirs, exclut formellement les réservoirs structuraux pourtant bien séduisants au point de vue poids (voir ci-après en 6,122.31).

2,127 Divers.

2,127.1 L'évacuation en parachute est une nécessité absolument capitale pour toutes les missions de guerre. Elle peut conduire à renoncer à certaines formules par ailleurs très intéressantes comme il a été vu pour le monomoteur propulsif.

2,127.2 La visite des dégâts de la structure doit être très facile après le combat, ce qui élimine certaines solutions constructives intéressantes au point de vue technique, mais conduisant à des parties fermées auxquelles il est pratiquement impossible d'accéder.

## 2,2 - ADAPTATION NUMÉRIQUE OPTIMA.

Nous venons de parcourir rapidement quelques-unes des répercussions de l'utilisation sur la *configuration générale* de l'appareil. Mais elle a aussi une influence directrice essentielle sur les caractéristiques *numériques* à retenir pour le projet. Et ceci surtout en fonction des performances <sup>(1)</sup> à atteindre.

La question ne se poserait pas si les performances croissaient toutes dans le même sens : il n'y aurait alors qu'à les pousser toutes à la fois au maximum, et ceci (bien entendu) quel que soit le programme. Malheureusement, les choses ne

(1) En donnant à ce mot son sens le plus large, qui inclut les « possibilités d'emport », c'est-à-dire finalement le devis des poids.



sont pas si simples, et nous verrons en 3,2, qu'en favorisant une performance on en défavorise généralement d'autres. Il faut donc choisir, et par conséquent d'abord établir une hiérarchie; non d'après les préférences personnelles de l'Ingénieur, mais d'après les exigences réelles de l'utilisation.

Celles-ci doivent être analysées par une étude préparatoire très fouillée qui se fait en prenant des données techniques optimistes mais vraisemblables, c'est-à-dire voisines mais très légèrement au-dessus des meilleures données techniques actuelles.

## 2,21 *EXEMPLE D'ETUDE PRÉLIMINAIRE.*

Pour montrer par un exemple comment on peut rechercher le meilleur compromis entre les diverses caractéristiques d'un appareil, pour une utilisation donnée, nous résumerons les grandes lignes d'une étude faite en 1940 au Service Technique de l'Aéronautique sur un programme d'avion cargo, pour un parcours de 800 km avec de grands terrains au départ comme à l'arrivée (condition de décollage : franchir 8 m à 600 m du point de départ) et un vent debout possible de 70 km/h; équipage : deux hommes.

### 2,211 Conduite de l'étude.

L'étude technique se proposait de rechercher la formule la plus avantageuse à adopter pour le meilleur rendement économique de ce transport, et en particulier s'il valait mieux pour un débit de fret donné (supposé divisible à volonté) envisager une flotte nombreuse d'avions relativement légers, ou un nombre moindre d'avions plus gros. Les performances et capacités d'emport à exiger devaient en résulter.

On a donc comparé les formules bi, tri et quadrimoteur, et pour chacune de ces formules on a cherché la charge alaire la plus favorable, au point de vue du prix du transport par kilogramme de fret transporté.

L'hypothèse de départ a été le choix d'un type de moteur disponible sur le marché à l'époque de l'étude. Ce moteur développait 1.000 CV à 3.000 m et 1.000 CV au décollage. Pour pousser plus loin l'analyse de la question, et voir l'influence de ce choix *a priori*, un calcul comparatif a d'ailleurs été fait après coup dans l'hypothèse de moteurs donnant 1.300 CV à 4.000 m et 1.500 CV au décollage.

Tous les avions comparés ont été supposés avoir des caractéristiques comparables, tant au point de vue des poids, les modes de construction étant identiques, qu'au point de vue aérodynamique, les ailes étant homothétiques et équipées de dispositifs hypersustentateurs de même type.

L'étude porte donc sur une famille d'avant-projets correspondant à des valeurs arbitrairement échelonnées de la charge alaire  $P/S$  et du nombre des moteurs  $N$  : en fait, trois valeurs de  $N$  (bimoteur, trimoteur, quadrimoteur) et pour chacune trois valeurs de  $P/S$  (100  $k/m^2$ , 150  $k/m^2$  et 200  $k/m^2$ ).

D'après les résultats qu'on obtiendra en poussant l'étude de ces divers avant-projets on choisira par interpolation les valeurs de ces divers paramètres qui donnent la solution la plus heureuse.

### 2,212 Caractéristiques aérodynamiques.

Il faut commencer par évaluer les caractéristiques aérodynamiques des avions à comparer (1).

(1) Le lecteur non familiarisé avec l'Aérodynamique pourra utilement parcourir, avant de lire les développements qui vont suivre, l'article « Aérodynamique » qui figure au Vocabulaire de l'Annexe XIII.

2,212.1 En vue de déterminer approximativement la polaire, on a recherché d'abord une valeur admissible de la traînée minimum pour chaque avion.

On a décomposé le coefficient unitaire de traînée  $100 C_x$  en coefficients unitaires relatifs aux éléments de l'avion séparés en trois groupes : ailes et empennages, fuseaux-moteurs, fuselage.

Pour l'aile et les empennages, on a pris le même  $100 C_x$  minimum pour tous les avions, égal à 1,2.

Pour les fuseaux-moteurs, on a supposé que chacun donne un  $100 C_x$  de 0,2 pour une surface de référence de  $110 \text{ m}^2$ . Par conséquent, si  $N$  est le nombre de moteurs,  $S$  la surface de l'avion on a :

$$100 C_x (\text{fus. mot.}) = N \times 0,2 \times 110/S.$$

L'intervention de la surface  $S$  au dénominateur traduit le fait que la traînée relative des fuseaux-moteurs par rapport à l'ensemble de l'avion décroît au fur et à mesure que la surface  $S$  augmente, puisque leur diamètre est à peu près indépendant de  $S$ , les types de moteurs étant les mêmes dans tous les cas.

Pour le fuselage on a pris :

$$\begin{array}{ll} \text{pour le bimoteur} & : 100 C_x \text{ fuselage} = 0,3 \times 110/S \\ \text{pour le trimoteur} & : 100 C_x \text{ — } = 0,4 \times 110/S \\ \text{pour le quadrimoteur} & : 100 C_x \text{ — } = 0,5 \times 110/S \end{array}$$

c'est-à-dire que l'on a supposé :

a) qu'à même nombre de moteurs le maître-couple ne varie pas, le volume du fuselage variant par sa longueur lorsque le  $P/S$ , donc les dimensions de l'avion, varient;

b) que du fait que le volume croît comme  $l^3$  pour des fuselages homothétiques dans le rapport  $l$  tandis que le maître-couple varie comme  $l^2$ , les fuselages traînent proportionnellement d'autant moins que le nombre de moteurs et par conséquent le poids de fret sont plus grands.

Finalement on a adopté pour le  $100 C_x$  de l'avion la formule résumée suivante :

$$100 C_x \text{ mn} = 1,2 + 0,2 N \frac{110}{S} + \frac{110}{S} \left( 0,1 + \frac{N}{10} \right)$$

2,212.2 On a cherché ensuite à tracer, tout au moins dans la zone où elle est utile pour les calculs, la polaire de chacun des avions à étudier. Ce tracé suppose admises deux hypothèses qui concordent à peu près avec les constatations les plus courantes, à savoir : que le  $C_x$  est minimum pour  $C_x = 0,2$  et que  $C_x = 0,9$  correspond à l'angle d'attaque du plafond. Ces deux valeurs de  $C_x$  déterminent la zone dans laquelle la polaire sera utile. On a admis que dans cette zone elle est assimilable à une parabole passant par le point :  $C_x = C_x \text{ min.}$ ,  $C_x = 0,2$ , et ayant pour équation :

$$100 C_x = 100 C_x \text{ mn} + 6,42 (C_x - 0,2)^2$$

le coefficient 6,42 étant choisi tel que  $C_x = 0,9$  corresponde au minimum de  $\frac{C_x^2}{C_x^3}$ , c'est-à-dire au plafond.

En comparant cette forme de polaire avec des polaires d'essai de maquette en soufflerie, on obtient des courbes suffisamment voisines pour pouvoir être assimilées.

Pour tracer la polaire correspondant à cette équation, il faut connaître la surface : on la détermine, en même temps que le poids total de l'avion, par la condi-

tion de décollage, pour une série de valeurs forfaitaires de  $P/S$ . On vérifiera par ailleurs à la fin de l'étude les conditions du vol avec un moteur stoppé.

2,212.3

Le calcul *a priori* des conditions de décollage est malheureusement une opération assez sujette à caution parce que rien n'est moins sûr, actuellement, que les formules donnant les longueurs de roulement et de franchissement d'un obstacle au décollage d'un avion. C'est pourquoi nous préférons ne pas donner ici les formules employées dans cette étude. Il faut se contenter d'« à peu près », non seulement pour les formules elles-mêmes, mais encore pour les diverses valeurs numériques à y introduire : rendement d'hélice (très variable au cours du décollage)  $C_x$  de décollage, etc. Ce n'est cependant pas une raison pour renoncer à un tel calcul, car si les résultats n'en sont pas indiscutables au point de vue quantitatif, il permet du moins de mettre en évidence le sens de variation de certains facteurs, et conduit à des conclusions comparatives utiles.

La figure 2,212.3 donne, à titre d'exemple, les polaires du bimoteur de 10.820 kg chargé à 200 kg/m<sup>2</sup>, et du quadrimoteur de 33.600 kg chargé à 100 kg/m<sup>2</sup>.

2,213

### Devis des poids.

Une fois obtenues les polaires, il faut établir le devis de poids de l'appareil.

2,213.1

Puisqu'on cherche à comparer divers avions différant par leurs  $P/S$ , il faut d'abord étudier comment varie le poids de planeur en fonction de ce paramètre pour en déduire les répercussions sur le poids disponible pour le fret, qui s'obtient par différence à partir du poids total déterminé plus haut par les conditions de décollage.

On peut admettre, après considération d'un certain nombre d'avions existants, que 40 % environ du poids de la voilure sont fonction des efforts aérodynamiques, et que 60 % environ sont fonction de la surface même de l'aile. La manière dont ces deux termes dépendent de  $P/S$  pour des voilures homothétiques (ce qui est l'hypothèse faite ici) sera vue plus en détail en 8,321.

Un calcul analogue doit être fait pour le fuselage, pour les empennages, pour l'atterrisseur, et l'on aboutit à une formule donnant le poids mort de l'appareil en fonction des paramètres principaux  $N$  et  $P/S$ .

2,213.2

On adopte enfin des valeurs forfaitaires raisonnables pour les équipements mobiles, aménagements et équipage (deux hommes) et pour le poids du groupe moteur avec tous ses accessoires (chapitre B de la Norme Air 2.001). Le poids des réservoirs, proportionnel au poids du combustible  $P_c$ , est réservé, pour être groupé avec celui-ci, qu'il faut maintenant déterminer de manière à pouvoir, à partir du poids total, déduire le poids de fret  $J$  dont on disposera.

2,213.3

Pour avoir ce poids de combustible, il faut donc faire un bref calcul de performances. Pour un trajet relativement court, comme celui qui nous occupe, on peut admettre un poids total moyen qui est le poids de l'avion demi-délesté de son essence. Le calcul de  $P_c$  suppose une hypothèse sur la vitesse de croisière et par conséquent sur la puissance moyenne  $W_m$  effectivement utilisée pour le parcours. Pour faire un choix judicieux de ces éléments il faut d'abord établir le bilan commercial de la traversée (dans lequel ils interviennent au premier chef), de manière à prendre dans chaque cas l'optimum, c'est-à-dire la vitesse qui donne le prix de revient le plus réduit.

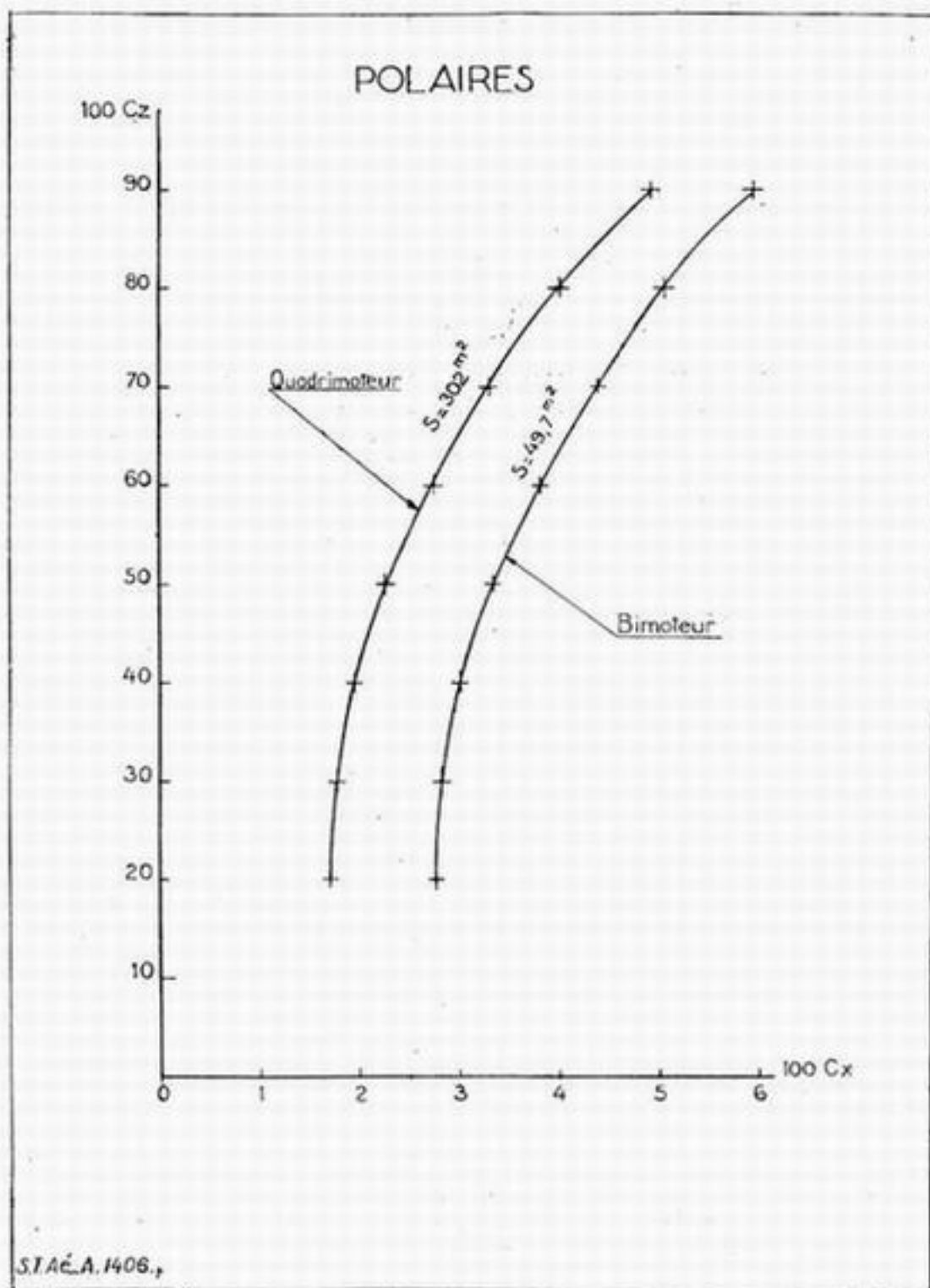


Fig. 2.212.3.



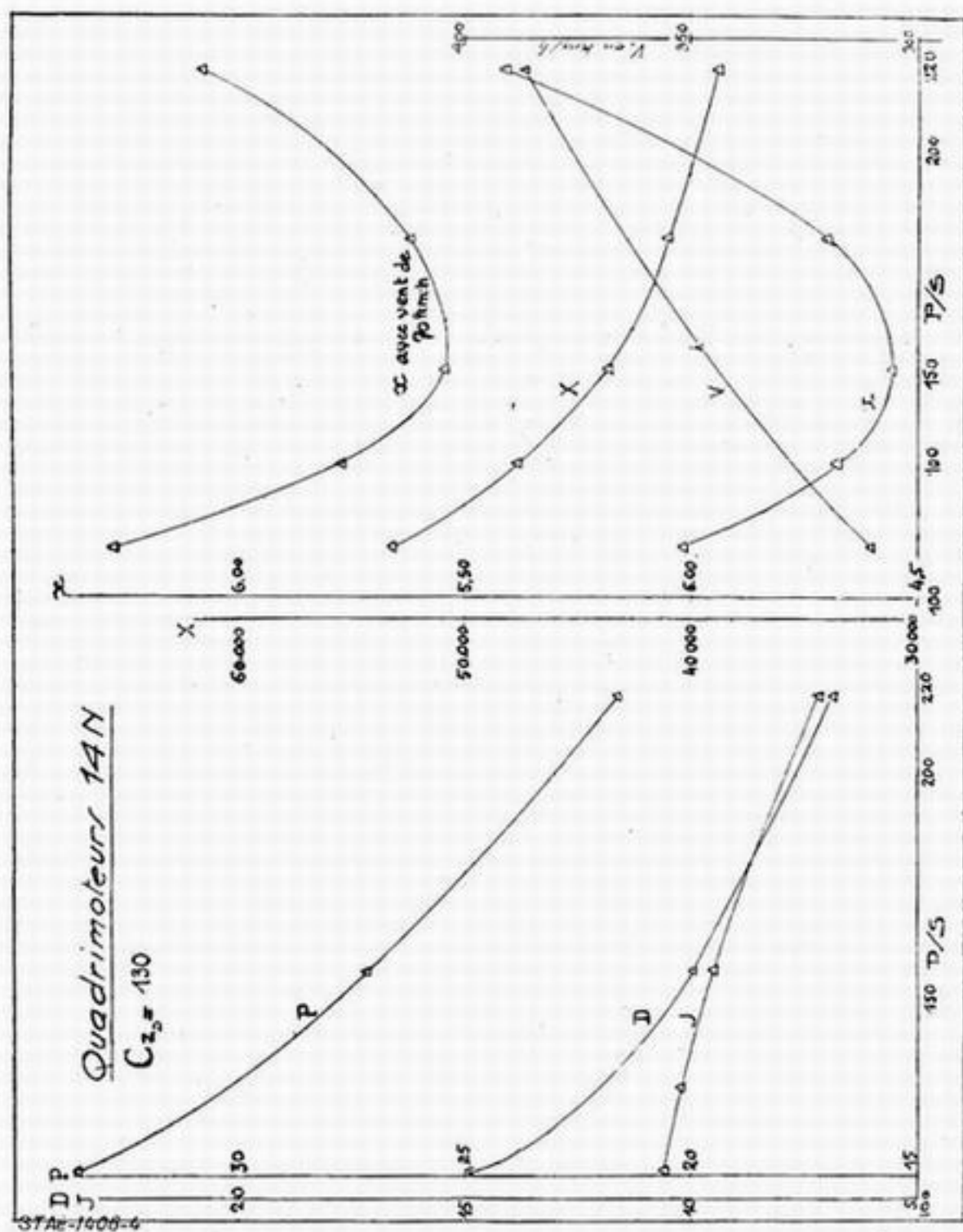


Fig. 2.215 A.

1,214 Prix de la traversée.

1,214.1 On calcule le prix de revient de la traversée, par vent nul d'abord (1), en faisant intervenir tous les éléments qui concourent à fixer ce prix de revient, à savoir :

- dépenses de combustible, proportionnelles à  $W_m/V$ ;
- dépenses d'équipage, soit une certaine somme par traversée;
- dépenses d'entretien courant et de vérification générale de l'avion : ces dépenses sont pour le planeur proportionnelles au tonnage  $P$  et pour les moteurs proportionnelles à leur nombre  $N$ ; pour l'un et l'autre, elles sont proportionnelles au nombre d'heures de vol, et par conséquent la part qui en revient à chaque traversée est proportionnelle à  $1/V$ ;

- des frais d'assurance, qui se chiffrent par un certain pourcentage *par an* du prix de l'avion, et sont par conséquent proportionnels au tonnage  $P$  (qui détermine le prix de l'avion) et, pour une traversée, proportionnels à  $1/V$ , en admettant que l'avion fait, quelle que soit sa vitesse, un nombre déterminé d'heures de vol par an;

- amortissement de l'avion, qui s'exprime en heures de vol de l'avion  $H$  et en heures de vol des moteurs  $H'$  (on admet que les mêmes moteurs ne font pas toute la vie d'un avion, donc  $H'$  est plus petit que  $H$ ); cette dépense est donc proportionnelle à  $P/V$ ;

- frais de contrôle (en fait, « Bureau Veritas » pour les appareils de transport) pour lesquels on a admis, pour chaque voyage, le paiement d'une somme variant linéairement en fonction du tonnage de l'appareil,  $P$ ;

- frais généraux de la Compagnie, dont il a été tenu compte forfaitairement en majorant de 100 % le résultat auquel on aboutit.

Ces calculs conduisent à une formule donnant le prix de la traversée  $X$ , en fonction de  $N$ , de  $P/S$  (paramètres courants de notre étude) et de  $W_m$  et  $V$  (2) que nous avons laissés en suspens mais dont il s'agit maintenant d'aborder la détermination.

2,214.2 On s'est aperçu, en traçant pour quelques exemples particuliers les courbes donnant  $x = X/J$  (prix de la traversée par kilogramme transporté) en fonction de  $W_m$ , que le prix au kilo passe par un minimum très plat au voisinage d'une utilisation de la puissance égale à 70 % de la puissance maximum. Ceci a permis d'admettre que la puissance moyenne de vol serait prise égale à 70 % de la valeur nominale. C'est en même temps la plus forte proportion de la puissance nominale qu'il soit raisonnable d'utiliser au point de vue de l'endurance du moteur, ce qui est une coïncidence heureuse : si le chiffre trouvé avait été supérieur à 70 %, on aurait dû se limiter à 70 % pour des raisons d'endurance.

Ces calculs déterminent la vitesse de croisière qui sera pour chaque avion celle qu'on obtient à 70 % de la puissance nominale.

(1) L'avion est forcément conçu (capacité des réservoirs, poids de combustible effectivement emporté à chaque traversée) pour être apte à faire face à l'hypothèse maximum, c'est-à-dire à 70 km./h. de vent debout; mais ces précautions de sécurité étant prises une fois pour toutes, il n'en reste pas moins que c'est le cas du vent nul qui est le cas-type normal ou moyen d'utilisation. Un calcul comparatif sera d'ailleurs fait plus loin pour voir l'effet du vent.

(2) Ces deux derniers paramètres sont d'ailleurs fonction l'un de l'autre, étant liés par les équations du vol qui font intervenir  $C_x$  et  $C_z$ , eux-mêmes liés par la polaire.

## 2,215 Résultats.

2,215.1 En résumé, la marche du calcul fait pour chacun des neuf avant-projets étudiés est la suivante :

1° Pour un P/S donné et un nombre de moteurs donné, la condition de décollage donne le poids admissible P, donc S et la polaire.

2° On établit le devis des poids; par différence avec le poids total P, on obtient la valeur de l'ensemble (combustible + réservoirs + fret).

3° On calcule ensuite pour un poids moyen au cours de la traversée, c'est-à-dire  $P_T - \frac{1}{2} P_c$ , la puissance moyenne nécessaire pour différentes vitesses de traversée à une altitude de 3.000 mètres. On en déduit par interpolation la vitesse correspondant pour ce projet à une puissance moyenne de 70 % de la puissance maximum.

4° La puissance et la vitesse moyennes étant connues on en déduit le poids de combustible, ce qui achève le devis de poids, et on déduit le poids de fret par différence.

5° On calcule le prix total d'une traversée pour le poids total, la puissance moyenne, le nombre de moteurs et la vitesse de traversée considérés, en donnant aux éléments du prix indiqués en 2,214.1 des valeurs numériques indiquées par les utilisateurs en fonction de l'expérience de leur exploitation actuelle.

6° Le prix de transport par kg est donné par  $X/J$ , J étant le poids de fret et X le prix d'une traversée.

2,215.2 On aboutit ainsi à tracer une série de diagrammes (un pour chaque formule bi, tri ou quadrimoteur), dont la figure 2,215 A donne un exemple, et où l'on trouve en fonction de P/S :

- le poids total P;
- le poids de structure du planeur D;
- le poids de fret disponible J;
- la vitesse de croisière V (à 70 % de la puissance nominale);
- le prix (1) d'une traversée par vent nul X;
- le prix (1) d'une telle traversée par kilogramme de fret emporté  $x = X/J$ .

Enfin la figure 2,215 B récapitule et compare les courbes de x en fonction de P/S pour les trois formules bi, tri et quadrimoteur.

On voit que les minima de prix sont assez plats. Le minimum pour le bimoteur se trouve entre 125 et 140 kg par m<sup>2</sup>, pour le trimoteur entre 135 et 155, pour le quadrimoteur entre 140 et 165. De plus, la valeur de ces minima décroît quand le nombre de moteurs augmente.

2,215.3 La vérification du vol avec un moteur stoppé pour le bimoteur chargé à 136 kg au m<sup>2</sup> (à peu près la valeur du minimum), montre que le vol est impossible avec un poids total supérieur à 14 tonnes, alors que le poids total optimum serait de 15 T. 2.

Ceci élimine le bimoteur (il s'agit ici d'un bimoteur classique, avec deux moteurs latéraux. Le travail serait à refaire pour un bimoteur co-axial, celui-ci étant plus favorable au vol avec un moteur stoppé).

Les conditions de vol avec un moteur stoppé sont largement remplies pour le tri et le quadrimoteur. On trouve que les prix correspondant au trimoteur sont

(1) Les valeurs numériques portées sur les planches, qui sont évidemment fonction des hypothèses faites et surtout des conditions économiques du moment, ne sont pas à retenir; mais l'allure des courbes et leurs positions relatives ont une portée générale.

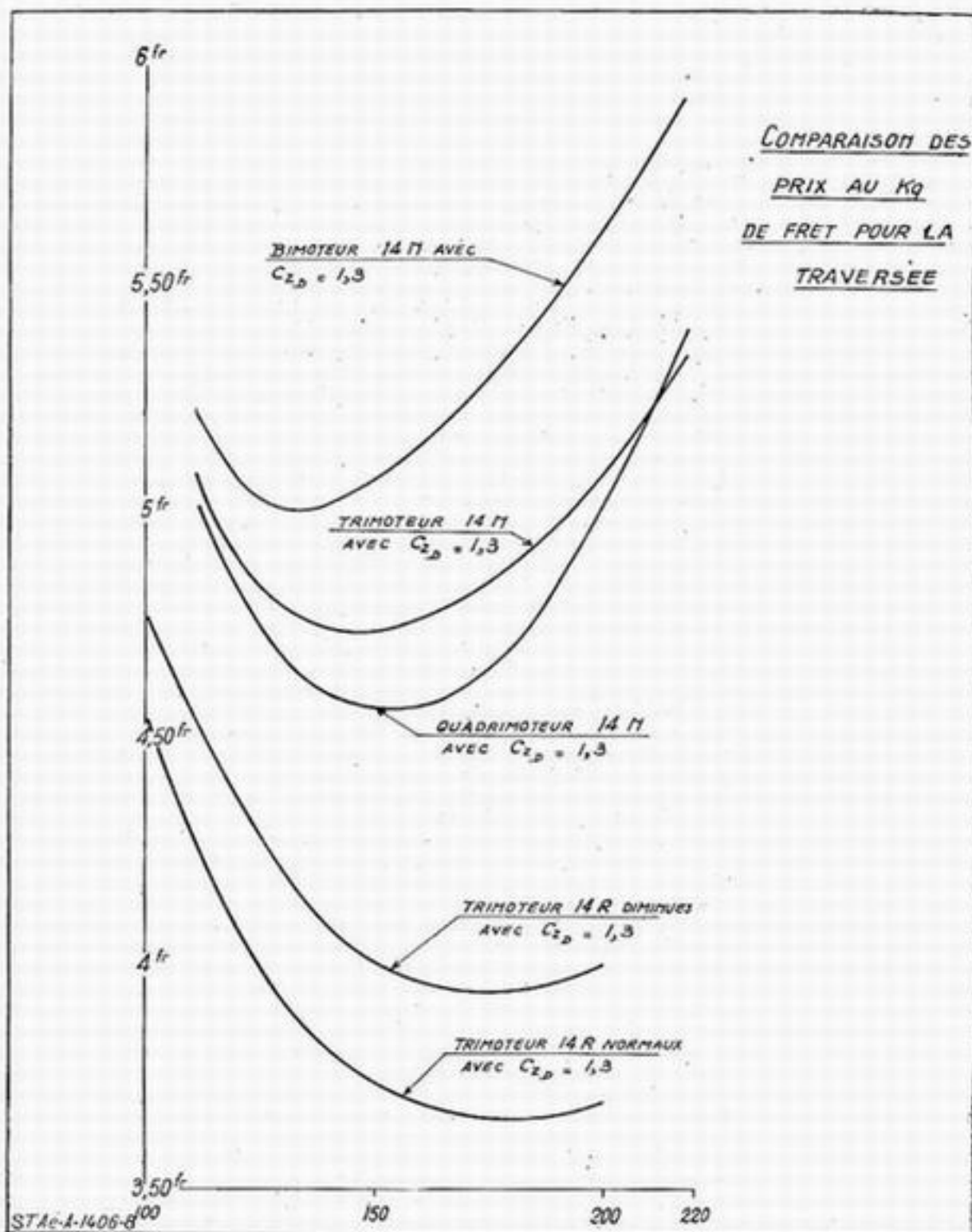


Fig. 2,215 B.



légèrement supérieurs à ceux relatifs du quadrimoteur. De plus, nous voyons qu'il y a intérêt à n'avoir ni un avion trop chargé ni un avion trop peu chargé par mètre carré. Ce sont des conclusions techniques importantes pour l'orientation des études relatives à un tel type d'avion.

## 2,216 Calculs complémentaires.

Nous avons vu qu'il y avait lieu de faire des calculs comparatifs complémentaires pour étudier l'influence de certaines hypothèses.

2,216.1 C'est ainsi que si l'on admet qu'on décolle à un  $C_x$  de 1,1 au lieu de 1,3 (étude faite dans le cas particulier du quadrimoteur, v. fig. 2,216.1 à comparer à la fig. 2,215 A) on trouve pour  $x$  en fonction de  $P/S$  une courbe dont l'allure est la même que précédemment : la valeur absolue du prix est seulement un peu plus élevée, ce qui était évident *a priori* puisque ce changement d'hypothèse revient à admettre une diminution du poids total, qui pour le  $P/S$  correspondant au minimum de prix passe de 28 T. 6 à 26 T. 2.

2,216.2 On a fait aussi un calcul comparatif dans le cas d'un trimoteur, avec des moteurs plus puissants, pour lesquels on a envisagé deux états possibles, choisis d'ailleurs d'une manière arbitraire et pour fixer les idées, l'un dit « normal » et l'autre dit « diminué » donnant respectivement au décollage 1600 CV et 1500 CV seulement, pour le cas où l'on préférerait envisager une utilisation moins sévère au décollage pour conserver aux moteurs une meilleure endurance.

Les conclusions de ces deux études ont été portées sur la figure. 2,215 B. Nous voyons que le prix a notablement diminué, ceci venant principalement de l'augmentation considérable de puissance au décollage pour une faible augmentation de poids des groupes motopropulseurs.

2,216.3 On a étudié enfin l'effet du vent debout de 70 km/H sur le prix total de la traversée (étude faite dans le cas du quadrimoteur).

La nouvelle courbe de  $x$  est tracée sur la figure 2,215 A. On voit que le prix est augmenté, ce qui est bien évident, et que le  $P/S$  correspondant au minimum de prix est très légèrement augmenté.

## 2,217 Examen critique des résultats.

La formule qui a été adoptée dans l'étude citée (1), pour les longueurs de roulement au décollage est malheureusement très discutable, comme l'est actuellement toute formule relative à ce sujet. Certaine autre formule (1) préconisée par quelques auteurs, conduit pour les  $P/S$  extrêmes à des poids admissibles beaucoup plus éloignés l'un de l'autre que la formule adoptée ici. La courbe des prix en fonction des  $P/S$  n'a plus alors de minimum entre 100 et 200 kg/m<sup>2</sup>.

La première formule a paru préférable, car elle conduit à des variations de poids vraisemblables pour les  $P/S$  variant de 100 à 200 kg/m<sup>2</sup>, alors que les variations de poids obtenues avec la deuxième formule paraissent nettement exagérées; il est possible cependant que la première formule défavorise légèrement les avions à faible  $P/S$ .

(1) C'est à dessein que nous ne donnons pas ces formules, pour ne pas encombrer cet exposé d'expressions d'aspect mathématique et rigoureux mais en réalité incertaines, donc inutiles; nous nous bornons à indiquer l'esprit de la discussion qui en résulte.

Quadrimoteurs 14N -  $C_{zD} = 1,13$

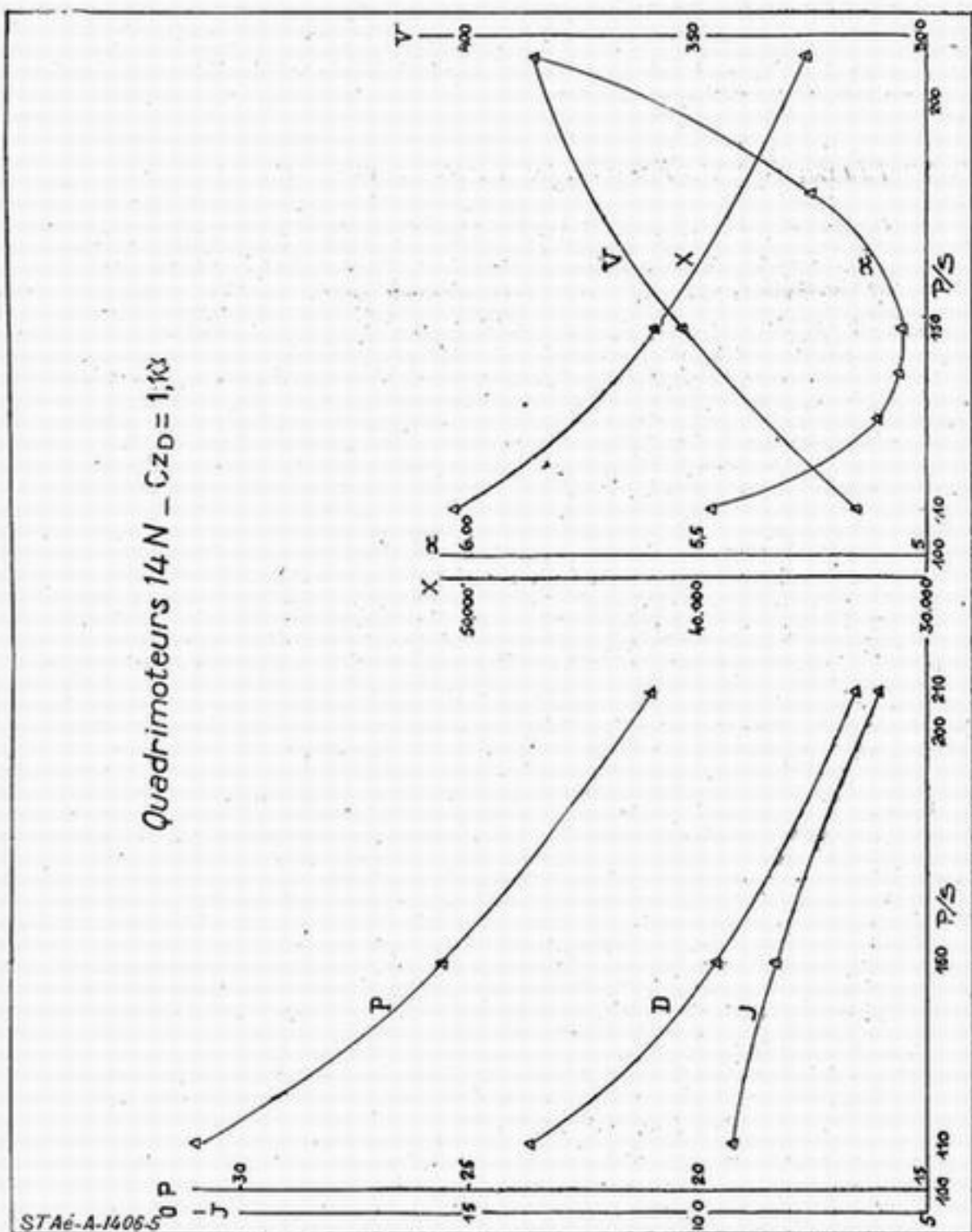


Fig. 2.216.1.

Les autres hypothèses (poids,  $C_x$ , prix) sont également discutables, mais leur importance n'est pas très grande sur les résultats finaux au point de vue relatif; il paraît en tout cas bien établi que le régime économique (c'est-à-dire conduisant au prix minimum) se trouve toujours aux environs de 70 % de la puissance nominale pour les moteurs initiaux. Pour le deuxième moteur plus puissant, il serait au-dessus de 70 %; on s'est limité volontairement à ce chiffre pour conserver aux moteurs une endurance suffisante.

## 2,22 UTILITÉ DE TELLES ÉTUDES PRÉLIMINAIRES

Des études de ce genre tendant à déterminer l'avion optimum pour une utilisation donnée, doivent être faites avant même la rédaction du programme détaillé, et servir de base non seulement à la détermination de l'avion mais d'abord à la détermination précise de l'utilisation et des performances à exiger. C'est le seul moyen d'avoir un programme technique réalisable.

On voit qu'il s'agit d'un travail assez considérable puisqu'il faut esquisser un grand nombre d'avant-projets, entre lesquels on fait varier systématiquement plusieurs paramètres. Encore n'avons-nous examiné qu'un exemple particulier, avec des données très simples, où tous les éléments sont chiffrables et les conditions d'emploi très rudimentaires.

2,221 Souvent le problème est plus délicat à étudier, car il comporte des éléments essentiels que les chiffres sont impuissants à traduire entièrement.

Ainsi en serait-il par exemple si l'on voulait appliquer une méthode analogue à celle-ci à l'étude des caractéristiques générales d'un bombardier. La gamme actuelle de ces avions va du Bristol « Blenheim » britannique de 6 ou 7 tonnes jusqu'au Douglas B 19 américain prévu pour un tonnage supérieur à 70 tonnes. Cette seule dispersion montre combien le tonnage optimum d'un bombardier idéal est une question controversée et mérite donc une étude sérieuse et approfondie.

Cette étude serait très complexe. On aurait à tenir compte d'éléments essentiels quoique difficiles à faire intervenir dans le calcul. Par exemple, les effectifs de personnel à engager, pour un même résultat caractérisé par un certain tonnage de bombes à emporter, sont plus réduits, avec peu de très gros porteurs qu'avec beaucoup de moyens porteurs. Or, il est bien évident qu'on doit faire entrer en ligne de compte la pénurie d'équipages et aussi la qualité souvent médiocre de leur formation hâtive en temps de guerre. Ces deux éléments sont à faire intervenir dans l'étude de la vulnérabilité des appareils en fonction du tonnage (1) — et aussi dans l'appréciation de l'efficacité d'un chargement de bombes donné, et des chances d'atteinte de l'objectif, question dans laquelle les répercussions du tonnage, et donc du nombre des avions, dépendent étroitement de la tactique, de la qualité du personnel et de la méthode de bombardement employée. Il faut tenir compte aussi des effectifs du personnel d'entretien au sol, lui aussi difficile à recruter et à instruire correctement, et enfin des possibilités d'utilisation de terrains d'opérations, plus ou moins rudimentaires ou de dimensions réduites, etc., etc...

2,222 En raison de tous les impondérables qui interviennent avec une telle importance, il est bien évident que la décision finale en ces matières doit être prise par les

(1) Problème qui présente lui-même des aspects multiples : vulnérabilité en vol, soit par la D. C. A. (elle dépend alors des dimensions des appareils et du déploiement adopté), soit par combat aérien (l'armement défensif, qui dépend également du tonnage, intervient alors) — enfin vulnérabilité au sol, résultant de l'attaque des terrains par l'aviation ennemie.

utilisateurs eux-mêmes, mais ceux-ci ne peuvent la prendre en toute connaissance de cause que si les techniciens leur fournissent un bilan clair des résultats techniques à attendre en fonction des exigences formulées ou des sacrifices consentis sur tel ou tel point. Ainsi ces études doivent être considérées comme un rapport préliminaire destiné à permettre aux utilisateurs de formuler des exigences rationnelles.

2,223

Au point de vue des performances, les programmes particuliers formulent généralement des exigences portant sur les points suivants :

- la vitesse (vitesse de croisière pour les avions civils et parfois pour les bombardiers, vitesse maximum pour les autres avions militaires);
- les conditions de décollage et d'atterrissage (pour tous les avions), généralement exprimées aujourd'hui en longueurs de franchissement d'un obstacle de dimensions données — sauf toutefois pour les avions destinés aux navires porte-avions, où seule compte la question de roulement;
- l'autonomie, exprimée tantôt en distance, tantôt en durée de vol à puissance réduite pour les avions militaires ayant à patrouiller;
- le temps de montée à une altitude donnée.

Les programmes comportent aussi quelquefois des exigences sur le plafond avec un moteur stoppé, et (plus rarement, pour certaines fins particulières) le plafond pratique de l'appareil et sa vitesse minimum.



## CHAPITRE III

---

# TECHNIQUE

---

Dans ce chapitre, nous parlerons souvent d'Aérodynamique.

Rappelons, comme cela a déjà été dit dans l'Avant-propos, qu'il ne s'agit pas ici de passer en revue toute l'Aérodynamique, même d'une façon très résumée, et en se limitant aux points les plus importants donnant lieu à des applications pratiques.

Nous étudierons seulement quelques questions choisies à titre d'exemple, et nous rappellerons des définitions de termes et des propriétés qui doivent être familières à tout Ingénieur s'occupant d'un projet d'avion.

### 3,1 - ÉCOULEMENTS AÉRODYNAMIQUES

---

Avant d'aborder l'étude des points qui intéressent plus particulièrement les performances d'une part, et les qualités de vol d'autre part, nous dirons quelques mots des écoulements aérodynamiques, qui concernent les unes comme les autres.

Ils ont en effet des répercussions sur la traînée et la portance, ce qui conditionne les performances, et aussi sur l'action des empennages et des gouvernes, et par là sur les qualités de vol.

#### 3,11 - ÉTUDE DE LA COUCHE LIMITE

L'exposé qui suit est inspiré dans sa majeure partie par une remarquable conférence donnée à Toulouse le 9 juin 1943 <sup>(1)</sup> par M. Kampé de Fériet, Directeur de l'Institut de Mécanique des fluides de Lille.

(1) Le texte de cette conférence a été publié par les soins de l'Association des Anciens Élèves de l'École Nationale Supérieure de l'Aéronautique, sous les auspices de laquelle avait lieu la réunion. Nous ne saurions trop recommander sa lecture intégrale.

3,110 Importance de la question.

3,110.1 La traînée totale d'une surface portante dans un courant d'air peut se mettre sous la forme :

Trainée totale = traînée de profil + traînée induite (1).

Trainée de profil = traînée de forme + traînée de frottement.

La seconde de ces égalités s'applique aussi aux fuselages et fuseaux-moteurs.

La traînée de forme est, en somme, celle qui résulte de la projection sur la vitesse de l'ensemble des réactions de l'air normales au profil, c'est-à-dire des surpressions et dépressions locales. La traînée de frottement provient de ce que les forces aérodynamiques en réalité ne comprennent pas seulement des forces normales au profil, mais aussi des forces tangentielles en raison de la viscosité de l'air, d'où résulte le frottement.

3,110.2 Une application numérique, dans laquelle nous nous contenterons d'ordres de grandeurs, va nous montrer toute l'importance de la traînée de frottement.

Dans un bon appareil moderne, la traînée induite est très faible, parce que les avions rapides, chargés au mètre carré, volent avec des  $C_x$  très petits, de l'ordre de 0,1. Si, dans la formule de Prandtl que nous donnerons en 3,211.1, nous introduisons une valeur vraisemblable de  $\pi\lambda$ , soit environ 25, nous voyons que la traînée induite se réduit à 4 % environ de la traînée de l'aile, c'est-à-dire une part infime.

Dans la traînée de profil, qui est donc de beaucoup la partie prépondérante, la traînée de frottement intervient elle-même pour une part énorme : 9/10 environ dans le cas d'une aile de 10 % d'épaisseur relative.

Si l'on admet que dans un bon avion moderne la traînée de l'aile représente environ la moitié de la traînée totale, on voit donc finalement que le rapport de la traînée de frottement de l'aile à la traînée totale de l'avion est égal à :

$$0,9 \times 0,96 \times 0,5 = 0,43.$$

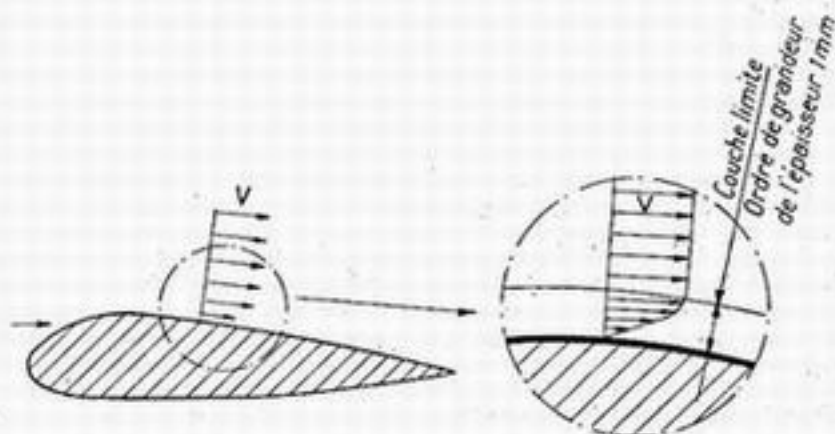
La traînée de frottement de l'aile seule est donc dans un avion moderne responsable de 43 % de la traînée totale de l'avion — sans parler de la traînée de frottement du fuselage, considérable aussi mais moins facile à expliciter en raison des formes moins régulières des surfaces qu'elle concerne.

3,110.3 Or, l'existence de la traînée de frottement est étroitement liée à celle de la couche limite, mince pellicule d'air entourant l'avion et dans laquelle, sur une épaisseur de quelques millimètres, la vitesse relative de l'air passe de la vitesse 0 à la paroi à la vitesse  $V$  de l'écoulement général, comprise entre 100 et 200 m/sec. pour les avions actuels : des couches d'air très voisines étant ainsi animées de vitesses très différentes, des forces de frottement intenses prennent naissance du fait de la viscosité. L'étude approfondie de la couche limite peut donner des moyens de réduire considérablement ces forces de frottement : M. Kampé de Fériet n'a donc pas tort d'appeler ce problème un des problèmes-clés de l'aéronautique moderne.

(1) Nous parlerons plus en détail de la traînée induite en 3,210.1. Cette notion importe peu pour le moment, car c'est l'égalité suivante qui va seule retenir ici notre attention.

## 3,111 Définitions.

- 3,111.1 Si l'on veut explorer d'une façon plus détaillée la couche limite, on peut s'efforcer de tracer le *profil des vitesses* au voisinage immédiat de la surface de l'avion : sur une normale à celle-ci, on échelonnera des vecteurs parallèles à la paroi, et dont la grandeur sera proportionnelle à la vitesse à la distance considérée de la surface (voir fig. 3,111.1). La courbe, lieu de l'extrémité de ces vecteurs, admet une asymptote dont elle se rapproche plus ou moins rapidement.



## COUCHE LIMITE

Fig. 3,111.1.

- 3,111.2 Les lois de similitude en mécanique des fluides conduisent à caractériser un écoulement par son *nombre de Reynolds*  $R = \frac{VL}{\nu}$  ( $V$  est la vitesse,  $L$  une dimension de référence mesurée parallèlement à la vitesse, et  $\nu$  le coefficient de viscosité cinématique de l'air à l'altitude du vol). Les résultats numériques qu'on obtient en soufflerie, même pour les coefficients sans dimension tels que  $C_x$  et  $C_z$ , ne sont les mêmes pour des corps géométriques semblables que si on réalise aussi l'égalité des nombres de Reynolds.

En aérodynamique, ce nombre parcourt la gamme suivante : 500.000 environ pour les maquettes de soufflerie normales, 1.000.000 pour un planeur, 5.000.000 pour un avion de tourisme, 15.000.000 pour un avion de chasse, 25.000.000 pour un bombardier, 100.000.000 environ pour un gros hydravion de 150 tonnes faisant 400 km/h.

- 3,111.3 En réalité, le nombre de Reynolds ne suffit pas pleinement pour caractériser un écoulement aérodynamique : il faut aussi considérer le degré de stabilité de la vitesse en chaque point, qui conduit à la notion de *turbulence*. Dans un écoulement turbulent, la vitesse en un point donné varie très rapidement, avec une amplitude plus ou moins grande. Au contraire, lorsque la vitesse reste stable, on a affaire à un écoulement laminaire. L'intensité de la turbulence se caractérise en général par le quotient  $\frac{\sqrt{v^2}}{V}$  de l'écart-type des fluctuations  $v$  de la vitesse, par la vitesse moyenne.

Pratiquement, cette intensité est de l'ordre de 0,01 à 0,03 dans les souffleries moyennement turbulentes. On a construit des souffleries spéciales à très faible

turbulence, dans lesquelles on a obtenu des valeurs de l'ordre de 0,002. Dans l'atmosphère, on admet généralement que la turbulence ne dépasse pas 0,0001 lorsqu'on prend, bien entendu, pour la valeur  $V$  la vitesse des avions modernes, qui dépasse 100 mètres par seconde.

### 3,112 Différentes zones de la couche limite.

3,112.1 Si l'on cherche à tracer la frontière extérieure de la couche limite sur un profil d'aile, on s'aperçoit que l'épaisseur de cette couche croît progressivement, mais très lentement, à partir du bord d'attaque. Subitement, à partir d'un point dénommé *point de transition*, une discontinuité se présente : l'épaisseur de la couche limite augmente, et la nature de l'écoulement change. On s'en aperçoit notamment en traçant le profil des vitesses, qui n'a pas la même allure de part et d'autre du point de transition : il se rapproche plus vite de son asymptote en avant qu'en arrière du point de transition, mais par contre la pente de la courbe au départ est plus forte dans le deuxième cas que dans le premier, ce qui fait que si l'on superpose les deux courbes elles se croisent (voir fig. 3,112.1). Le brassage dû à la turbulence fait en quelque sorte pénétrer les grandes vitesses plus profondément dans la couche limite.

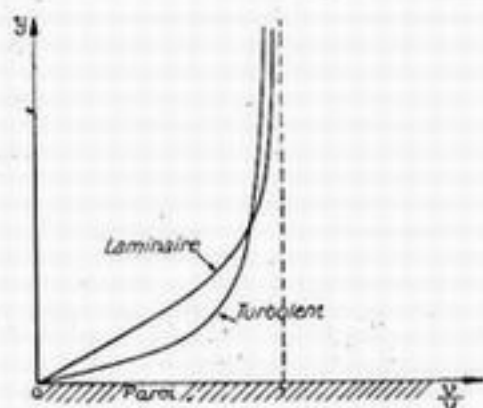


Fig. 3,112.1.

3,112.2 L'usage d'anémomètres extra-sensibles à fil chaud a montré que l'écoulement devient beaucoup plus turbulent en arrière du point de transition, d'où le nom de couche limite turbulente donné à l'écoulement situé en aval de ce point. Par opposition, on a appelé couche limite laminaire celle que l'on trouve en amont ; cette dénomination, encore courante aujourd'hui, n'est d'ailleurs pas adéquate, car la turbulence, si elle y est beaucoup plus faible, est loin d'être nulle, comme l'ont montré les expériences de Dryden. Une explication mathématique, dans le détail de laquelle nous n'avons pas à entrer ici, montre malgré tout que si l'intensité de la turbulence est constante et s'il n'y a pas de corrélation entre les fluctuations selon les 3 axes, les composantes de la vitesse moyenne prennent les mêmes valeurs que celles de la vitesse stable d'un écoulement laminaire : le profil des vitesses peut alors être le même que celui d'un écoulement véritablement laminaire. C'est aussi la raison pour laquelle il existe, sous la couche limite turbulente, une *très fine* pellicule où le profil des vitesses est celui d'un écoulement laminaire, et qu'on appelle la *sous-couche* laminaire.

3,112.3 En arrière du point de transition, la traînée de frottement augmente notablement : l'explication en est simple si l'on remarque que la pente du profil des vitesses est elle-même augmentée. En effet, les équations de Navier, qui régissent les écoulements laminaires des fluides visqueux, montrent que la force unitaire de frottement exercée par le fluide sur la paroi est proportionnelle au gradient de vitesse selon la normale à sa surface — c'est-à-dire à la pente à l'origine de la courbe du profil des vitesses.



On voit donc tout l'intérêt qu'il y a à reculer le plus possible le point de transition, pour réduire au minimum la portion de surface sur laquelle s'exerce le frottement le plus élevé. La fig. 3,112.3

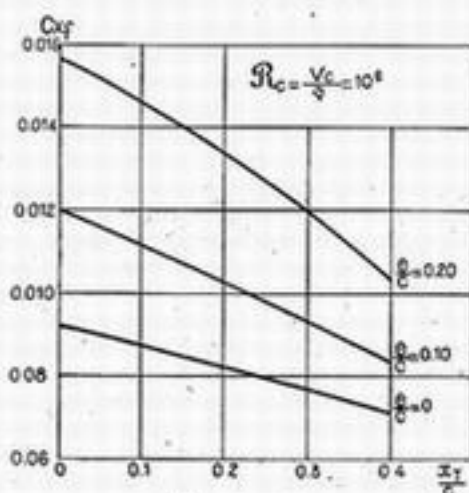


Fig. 3,112.3.

montre, d'après des expériences effectuées en soufflerie par Squire et Young, l'ordre de grandeur du bénéfice considérable qu'on peut attendre d'une telle mesure ( $C_{x,f}$  représente la traînée de frottement et  $\frac{x_T}{c}$  l'abscisse relative du point de transition en % de la corde).

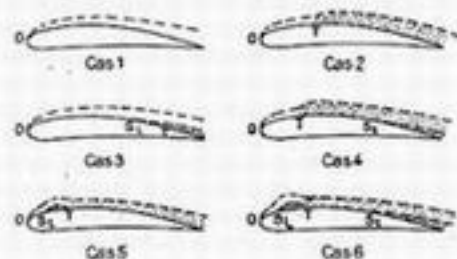
D'après Bock (1) l'exploitation d'expériences faites avec un nombre de Reynolds de  $1,5 \times 10^7$  montre que, si l'on réussit à reculer le point de transition au milieu de la profondeur du profil d'une aile, la traînée de profil peut tomber aux 2/3 de la valeur qu'elle a lorsque l'écoulement est entièrement turbulent (point de transition au bord d'attaque) et que si l'on pouvait reculer le point de transition au bord de fuite, elle tomberait au 1/8 de cette valeur.

3,112.4

Si l'on s'éloigne encore du bord d'attaque, on arrive à un point, appelé *point de décollement*, à partir duquel le profil des vitesses présente une portion de courbe, au voisinage de l'origine, orientée vers les abscisses négatives : ceci correspond à un « coin d'air mort » ou « courant de retour », qui indique nettement que l'écoulement général a décollé de la paroi.

Ce décollement peut d'ailleurs se produire en zone dite laminaire ou en zone turbulente, c'est-à-dire se situer avant ou après le point de transition. La fig. 3,112.4 montre les diverses dispositions possibles, dont quelques-unes évidemment sont assez rares (notamment les dispositions 5 et 6), les dispositions 2 et 4 étant de beaucoup les plus fréquentes.

Il est remarquable de constater que la couche limite turbulente, si elle présente, comme nous l'avons vu, de graves inconvénients au point de vue traînée, offre au moins en contre-partie l'avantage de favoriser moins le décollement.



□ Couche laminaire  
 ▨ Couche limite turbulente  
 ▩ Décollement (Courants de retour)

Fig. 3,112.4.

3,113

### Conséquences pratiques pour la traînée.

Nous avons vu pourquoi on diminue la traînée en reculant le point de transition. Étudions maintenant l'action des différents paramètres qui régissent sa position.

(1) Article paru dans *Luftwissen* de janvier 1942.

3,113.1 *Turbulence.*

L'augmentation de la turbulence générale de l'écoulement a pour effet d'avancer très nettement le point de transition, comme le montre la figure 3,113.1 résumant les expériences de Hall et Dryden sur une plaque plane (l'abscisse du point de transition  $x$  à partir du bord d'attaque figure sous la forme d'un nombre de Reynolds

$$R_r = \frac{Vx}{\nu}$$

Il est permis de penser que des micro-vibrations du revêtement en vol, même d'amplitude très petite, risquent d'avoir le même effet — quoique ce phénomène n'ait pas encore à notre connaissance été étudié d'une manière complète (1).

3,113.2 *Position du maître-couple.*

Dans le cas de la plaque plane, si la pression augmente lorsqu'on descend le courant d'air le long de la paroi, le point de transition s'en trouve avancé : lorsque l'on passe de la plaque plane aux surfaces courbes (profils d'ailes, tracés de fuselage), le gradient de pression provenant de la forme de la paroi joue certainement un rôle considérable dans la localisation du point de transition. Cet effet de forme est d'une nature très complexe mais on peut dire en gros que les régions où l'épaisseur s'accroît sont plus propices à l'écoulement laminaire que celles où l'épaisseur décroît : le point de transition se situerait donc, au plus loin, vers le maître-couple.

Ce phénomène très important explique pourquoi l'on a intérêt à reculer le plus possible les maîtres-couples de tous les corps immergés dans le vent relatif.

3,113.21 C'est une des raisons pour lesquelles les maîtres-couples des fuselages des avions modernes sont nettement reculés par rapport à ceux des appareils de type ancien (v. fig. 3,113.21).

Toutefois, entre les carènes théoriques de Fuhrmann (minimum de traînée de forme), dont le maître-couple est toujours situé assez en avant, vers le 1/3 de la profondeur, et les carènes à maître-couple très reculé (minimum de traînée de frottement) il faut rechercher dans chaque cas d'espèce le meilleur compromis.

D'ailleurs, on ne saurait évidemment reculer le maître-couple au delà de la limite correspondant à l'apparition de décollements sur la partie arrière du corps fuselé considéré. Pour fixer les idées, cette limite correspond à un angle de 7°



Fig. 3,113.21.

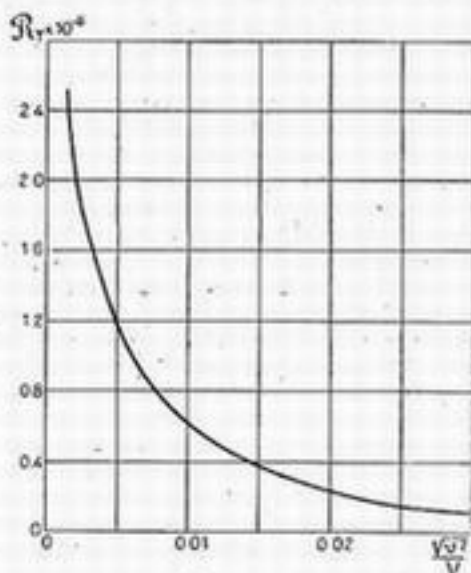


Fig. 3,113.1.

(1) Rappelons à ce sujet l'amusante expérience faite il y a déjà fort longtemps par Prandtl, qui déclenchait la transition sur une sphère (passage au 2<sup>e</sup> régime d'écoulement) rien qu'en faisant fonctionner à l'intérieur de celle-ci une sonnette électrique.

entre la paroi et la direction de la vitesse relative dans le cas du cône d'un diffuseur de soufflerie.

3,113.22

De même, pour les profils d'ailes, des études du N. A. C. A. ont porté sur des profils dits « laminaires » (un exemple est donné par le N. A. C. A. 27.215; v. fig. 3,213.33) dont l'épaisseur maximum est reculée au delà de 50 % de la profondeur, et avec lesquels on obtient des résultats extrêmement intéressants, puisque le minimum du coefficient unitaire de traînée de profil ( $100 C_x$  minimum) pourrait tomber vers 0,35 au lieu de 0,8 ou 0,9, valeurs courantes pour de bons profils

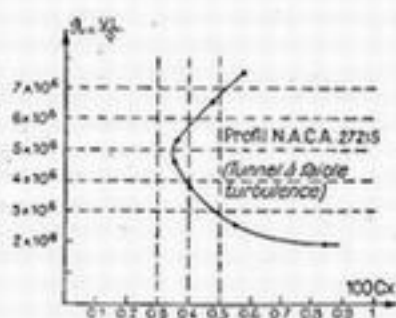


Fig. 3,113.22.

habituels. Cependant ces résultats, obtenus en soufflerie à turbulence particulièrement faible, ne sont valables que dans une plage de nombres de Reynolds extrêmement étroite, allant à peu près de 4,5 à 5,2 millions. La courbe qui donne la variation du  $C_x$  de ces profils en fonction du nombre de Reynolds a en effet l'allure générale indiquée par la figure 3,113.22, avec un minimum très accusé.

Il y a là une circonstance fâcheuse, parce que ces nombres de Reynolds sont trop petits pour les avions de vol les plus intéressants. On ne bénéficie donc de toute la réduction de

traînée indiquée que pour des avions rapides de très petites dimensions (le VL des avions de chasse courants est déjà trop grand) ou pour des avions à dimensions plus grandes mais très lents<sup>(1)</sup>. Notons toutefois que, le nombre de Reynolds décroissant fortement avec l'altitude, la situation s'améliore aux très hautes altitudes. Les avions gagneraient malgré tout à rester assez petits — car la décroissance du nombre de Reynolds, pour forte qu'elle soit (il diminue de moitié entre 0 et 8.500 m.) n'est pas encore suffisante pour arriver dans la zone des applications optima.

3,113.3

### Discontinuité des formes extérieures.

Enfin, il est clair que les imperfections de forme de la paroi exercent une influence considérable sur la position du point de transition.

3,113.31

Des expériences particulièrement typiques effectuées en vol sur un petit avion Mauboussin 202 ont montré qu'un léger méplat causé dans la surface extérieure par la présence d'un longeron sous le contre-plaqué de revêtement, localisait immédiatement le point de transition à cet endroit. Tout donne à penser qu'il doit en être fréquemment ainsi sur les avions en service, et ce serait une raison pour préférer les constructions dont les discontinuités structurales se trouvent relativement en arrière dans la profondeur d'aile : l'aile monolongeron serait alors préférable à l'aile bilongeron, surtout si le longeron est situé très en arrière comme dans le Messerschmitt 109 par exemple. Il est probable qu'un bord d'attaque rapporté suffit à déclencher la transition, et c'est pourquoi les structures en caisson pur, à deux âmes, dont nous parlerons plus loin en 4,111.4, risquent de n'être pas aussi favorables au point de vue aérodynamique que devrait pourtant le permettre

(1) Ce n'est pas forcément une hérésie, le gain sur la traînée pouvant être recherché pour d'autres fins qu'une vitesse maximum élevée : par exemple, économie de combustible pour une exploitation commerciale, dégagee d'exigences strictes sur la vitesse, comme l'avion-cargo.

l'excellente rigidité de leur revêtement. De même, les fentes de bord d'attaque (cf. 3,214.1) en position fermée risquent de donner une ligne de discontinuité à l'avant de l'aile, capable de déclencher prématurément la transition. Les dégivreurs mécaniques de bord d'attaque (système Goodrich par exemple — Cf. 11,112.1) risquent d'entraîner aussi ce résultat, même au repos — et en tout cas lorsqu'ils déforment le bord d'attaque par leur fonctionnement.

3,113-3<sup>2</sup>

On doit veiller particulièrement aux assemblages de tôles de revêtement qui se font selon une ligne perpendiculaire au vent relatif. Une solution courante<sup>(1)</sup> consiste à faire disparaître toute saillie au moyen d'un soyage bien réalisé (nous en parlerons en 4,711.3), comme c'est le cas dans le fuselage du Messerschmitt 109 (voir fig. 4,312.25 C). On pourra résoudre mieux encore le problème aérodynamique et le concilier avec le problème industriel, en supprimant toute jonction de tôle dans les régions particulièrement sensibles, comme la partie antérieure de l'extrados de l'aile : ainsi sur Messerschmitt 109 une même tôle de revêtement va sans interruption de la partie inférieure (intrados) du bord d'attaque jusqu'à l'arrière du monolongeron, situé à 45 % de la profondeur de l'aile.

3,113-4

#### Aspérités. Rugosité.

Nous venons de parler de la forme de la paroi : sa rugosité présente également une grosse importance.

Des aspérités, comme des têtes de rivet, sont évidemment de nature à perturber l'écoulement de la couche limite laminaire et à la transformer en couche turbulente, provoquant ainsi la transition. C'est la raison pour laquelle les Américains employaient depuis longtemps des rivets à tête noyée (cf. 4,711.231) en avant des maîtres-couples, même dans les constructions où, pour des raisons d'économie, ils se contentaient en arrière des maîtres-couples de rivets ordinaires dont la tête fait saillie au dehors (exemple : Curtiss 75). L'intérêt de cette disposition est clairement mis en évidence par la figure 3,113.4 qui résume des essais faits au NACA sur ce sujet (Note technique n° 461).

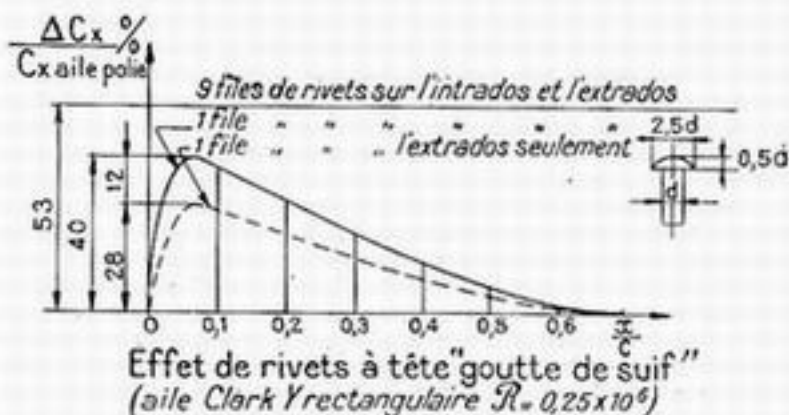


Fig. 3,113.4.

Mais il se peut que cette précaution ne soit pas encore suffisante. En effet, un calcul, d'ailleurs assez théorique, montre que les petites aspérités risquent de déclencher la transition dès qu'elles atteignent une hauteur infime, de l'ordre

(1) Sinon, malheureusement, économique.



de 40 microns pour une aile de 15 % d'épaisseur et un nombre de Reynolds de 50 millions, correspondant aux gros avions actuels.

Même en-dessous de cette valeur limite, les aspérités sont déjà nuisibles par le frottement accru auquel elles donnent lieu dans la couche limite turbulente à l'arrière de l'aile, et ceci dès qu'elles émergent de la sous-couche laminaire qui tapisse le fond de cette couche turbulente, c'est-à-dire, dans l'exemple numérique cité, dès qu'elles dépassent 5 microns.

Ce calcul tout théorique semble confirmé par une expérimentation faite en vol sur Caudron-Goéland, et au cours de laquelle, rien qu'en remplaçant la peinture rugueuse genre « aluminium » de l'avion de série par une peinture laquée extrêmement polie, on a réussi à reculer jusque vers 20 à 30 % de la profondeur d'aile le point de transition initialement situé à 7 % de cette profondeur, la traînée de profil 100  $C_x$  passant de la valeur 0,95 à la valeur 0,65. On voit qu'une étude attentive des aspérités peut permettre de gagner 30 % sur la traînée de profil d'une aile, et qu'un pareil enjeu mérite bien quelques efforts.

La petitesse des dimensions critiques indiquées ci-dessus pour les aspérités donne à réfléchir et montre que même le rivet noyé peut n'être pas une solution suffisante. Ainsi se justifient des pratiques à première vue surprenantes, comme le masticage des têtes de rivets noyés et le laquage de l'aile.

### 3.113.5 *Influence de la température.*

L'influence de la température n'a pas été encore entièrement élucidée aux grandes valeurs du nombre de Reynolds correspondant aux avions modernes.

Pour des valeurs très petites, de l'ordre de 100.000, on a constaté qu'un échauffement de la paroi avance très sensiblement le point de transition. D'autre part, un tel échauffement a certainement pour effet d'augmenter localement la viscosité cinématique, et donc de diminuer le nombre de Reynolds, ce qui augmente la valeur du frottement, comme nous allons le voir tout à l'heure.

Ces considérations sont grosses d'applications pratiques, tant pour les radiateurs de surface, dont nous parlerons en 3,233.3 et en 6,143.2 que pour le dégivrage thermique, que nous étudierons en 11,113.2.

### 3.113.6 *Influence du nombre de Reynolds.*

Le nombre de Reynolds caractérisant l'écoulement général est sans effet *direct* sur la position du point de transition. Il peut intervenir indirectement, par répercussion soit sur le gradient de pression tangentiel le long de la paroi, soit sur la valeur de la turbulence.

Par contre, la position du point de transition étant donnée, le nombre de Reynolds intervient dans la valeur numérique du frottement, par l'inverse de sa racine carrée dans le cas de l'écoulement laminaire, et par une fonction logarithmique plus complexe dans le cas de l'écoulement turbulent. Dans tous les cas, l'augmentation du nombre de Reynolds provoque une diminution notable de la traînée de frottement.

Par contre, elle aggrave l'effet des aspérités en diminuant la hauteur critique au-dessus de laquelle celles-ci déclenchent la transition.

### 3.114 Conséquences pour la sustentation.

Nous n'avons parlé jusqu'ici que de la traînée. Mais la couche limite présente également une grande importance pour la sustentation. En effet, si l'on peut

réussir à éliminer le décollement, dont nous avons parlé en 3,112.4, la portance continuera à croître avec l'incidence bien au delà des valeurs habituelles.

Deux techniques complémentaires ont été proposées dans ce but : l'aspiration et le soufflage de la couche limite.

La première consiste à aspirer la couche limite dans des fentes, parallèles à l'envergure de l'aile, pratiquées à cette intention dans le revêtement d'extrados. La seconde consiste à activer la circulation de cette couche, de manière à chasser le « coin d'air mort » dont nous avons parlé en 3,112.4 par insufflation d'air sous pression à travers des fentes analogues aux précédentes mais dirigées vers l'arrière.

Malheureusement ces deux procédés nécessitent des ventilateurs consommant une énergie notable : en effet, les tentatives faites pour profiter, en vue de l'aspiration, de la forte dépression régnant derrière un volet d'intrados braqué — ou, pour le soufflage, de la pression dynamique due à la vitesse — n'ont conduit qu'à des échecs. De plus, l'installation des fentes nécessaires compliquerait beaucoup la construction, surtout depuis la généralisation des revêtements travaillants.

Mais ces aménagements ont pu être bricolés sur des maquettes de soufflerie et même sur des avions expérimentaux : les essais qu'on a pu effectuer ainsi ont confirmé les prévisions et ont montré qu'on pouvait atteindre des  $C_x$  supérieurs à 3, à des incidences d'ailleurs trop considérables pour être pratiquement exploitables, ce qui atténue les regrets qu'on pourrait avoir de ne pas employer ces procédés, qui jusqu'à présent n'ont pas donné lieu à des applications pratiques.

Enfin, mentionnons à titre purement documentaire l'expédient du « tapis roulant » qui supprime le problème de la couche limite en animant la paroi de l'aile d'une vitesse  $u$  égale à celle de l'écoulement général  $V$  ou même encore plus grande. Ce système recule les décollements jusqu'à des incidences énormes (supérieures à  $90^\circ$ ) et permet d'obtenir des portances considérables mais à des incidences inexploitablement et avec des traînées prohibitives. Expérimenté en soufflerie sous un très faible allongement (1,94) il a donné  $100 C_x = 350$  et  $100 C_z = 260$  pour  $i = 60^\circ$  et  $u/V = 2,5$ . La complication de sa réalisation mécanique lui interdit pratiquement toute application.

### 3,12 - DÉCOLLEMENTS

3,120 Les décollements, dont nous avons parlé en 3,112.4, engendrent des écoulements tourbillonnaires, qu'on peut examiner en soufflerie en rendant visibles les filets d'air au moyen d'émissions de fumée. En particulier, sur l'extrados des ailes, aux très grandes incidences, on constate que le spectre ressemble au schéma de la fig. 3,120.

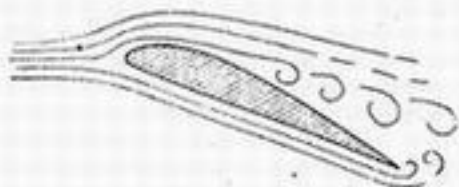


Fig. 3,120.

3,121 Inconvénients. Cas les plus fréquents.

3,121.1 La turbulence fine dont nous avons parlé en 3,112.2 a l'inconvénient de créer une résistance supplémentaire, mais ne va pas plus loin; tandis que les décollements superposent les inconvénients suivants :

- changement brutal dans les caractéristiques aérodynamiques de l'appareil se manifestant par un accroissement brusque de traînée, du fait d'une

- discontinuité dans les écoulements en arrière du point de décollement;
- pour les ailerons et les gouvernes de queue, lorsqu'elles sont prises dans ce sillage, diminution d'efficacité, la vitesse relative étant beaucoup moindre sur les gouvernes du fait de cette « zone morte »;
- risques de vibrations des empennages, lorsqu'ils se trouvent dans la zone tourbillonnaire. Ces vibrations, fréquemment appelées « Buffeting », diffèrent d'ailleurs profondément des vibrations critiques que nous étudierons en 4,03 et sont heureusement beaucoup moins dangereuses.

3,121.2

Les vibrations ou battements d'empennages peuvent aussi être dus à d'autres causes que des décollements : ils peuvent provenir, par exemple, du fonctionnement des hélices, dans des cas de vol très variés. En effet, le souffle d'hélice se développant vers l'arrière sous forme d'une sorte de cylindre fortement tourbillonnaire, surtout sur sa périphérie, il est important que les surfaces d'empennages soient nettement en dehors de ces cylindres ou alors les traversent franchement (1) et presque diamétralement. Mais il faut éviter qu'elles leur soient tangentes, car elles peuvent dans ce cas devenir le siège de pulsations irrégulières et assez fortes.

3,121.3

Dans certains cas particulièrement malheureux, des vibrations dues à des décollements peuvent se produire aux incidences usuelles de vol : c'est la rançon par exemple d'un dessin défectueux dans la sortie, sur l'extrados d'une aile, de l'air d'un radiateur, ou de l'échappement des moteurs. Mais sauf incident de ce genre, elles ne se produisent en général qu'au-dessus d'une certaine incidence, généralement proche de l'incidence du  $C_x$  maximum de l'appareil, et disparaissent presque toujours en changeant de régime de vol : l'essentiel est que la plage d'incidences où elles se produisent soit en dehors de la zone d'utilisation normale de l'avion. Mais on n'y réussit pas toujours : il arrive que le buffeting se manifeste pour des vitesses sensiblement supérieures à la vitesse d'atterrissage et même à la vitesse de prise de terrain. Ceci se rencontre surtout sur les avions à aile basse pour lesquels les perturbations apportées par le fuselage à l'écoulement sur l'extrados de l'aile sont les plus importantes. Le seul remède consiste alors à prendre des précautions particulières, dont nous allons maintenant parler, dans le tracé des raccordements du fuselage à l'aile, qui conditionne le trajet des filets d'air à la racine d'aile.

3,122

### Raccordement d'ailes.

3,122.1

Tout d'abord, il y a lieu d'éviter soigneusement les angles rentrants, surtout dans les zones de forte dépression, c'est-à-dire en particulier sur l'arrière des extrados. La figure 3,122.1 A montre une disposition très mauvaise d'un fuselage sur une aile : l'angle rentrant A donne naissance à des tourbillons et des décollements.

Pour y remédier, on peut chercher, avec un fuselage à section ovoïde, à supprimer l'angle rentrant par un raccord d'aile, souvent très volumineux, qu'on appelle quelquefois raccord Karman, du nom de von Karman, qui a mis le premier en évidence l'importance de ces raccords.



Fig. 3,122.1 A.

Mais il est évidemment plus élégant et plus simple de se passer de ces raccords en rendant la voilure à peu près orthogonale à la paroi du fuselage. C'est la raison pour la-

(1) Ce cas sera recherché pour les empennages verticaux, afin d'améliorer la compensation du couple moteur, le vol avec un moteur stoppé, et l'efficacité des gouvernes de direction dans le roulement au sol aux faibles vitesses.

quelle, avec les fuselages de section ovoïde, l'aile médiane est la plus indiquée. Nous avons vu aussi que même dans le cas d'une aile basse, on peut faire l'économie des raccords en infléchissant l'aile en W, comme le fait Heinkel. Notons que dans le Heinkel 111, le fléchissement n'a été effectivement adopté qu'au bord de fuite, pour deux raisons : d'abord parce que c'est au bord de fuite que l'angle rentrant serait le plus important, l'extrados devenant presque tangent à la partie inférieure du fuselage, du fait du calage de l'aile, et ensuite parce que c'est vers l'arrière que l'effet nuisible des angles rentrants se manifeste le plus.

Notons en passant qu'avec les extrados présentant du dièdre (cas général) l'orthogonalité à la paroi de fuselage est optima lorsque celui-ci présente une section plutôt piriforme (v. fig. 3,122.1 B) à flancs convergents vers le haut. Ceci coïncide, dans le cas des petits avions (monoplaces de chasse par exemple), avec d'autres avantages : le volume logeable dans le fuselage est surtout utile dans la partie basse, la partie haute pouvant être rétrécie autour de la tête du pilote sans inconvénients, et même avec certains avantages pour la visibilité.



Q<sub>1</sub>, Q<sub>2</sub>, positions extrêmes de l'œil du pilote

Fig. 3,122.1 B. -

3,122.2

La vue de face n'est pas la seule à considérer pour le raccordement de l'aile et du fuselage; il faut aussi considérer la vue en plan pour éviter de créer une divergence excessive.

En effet, si on examine de profil le raccord d'un fuselage et d'une aile on a

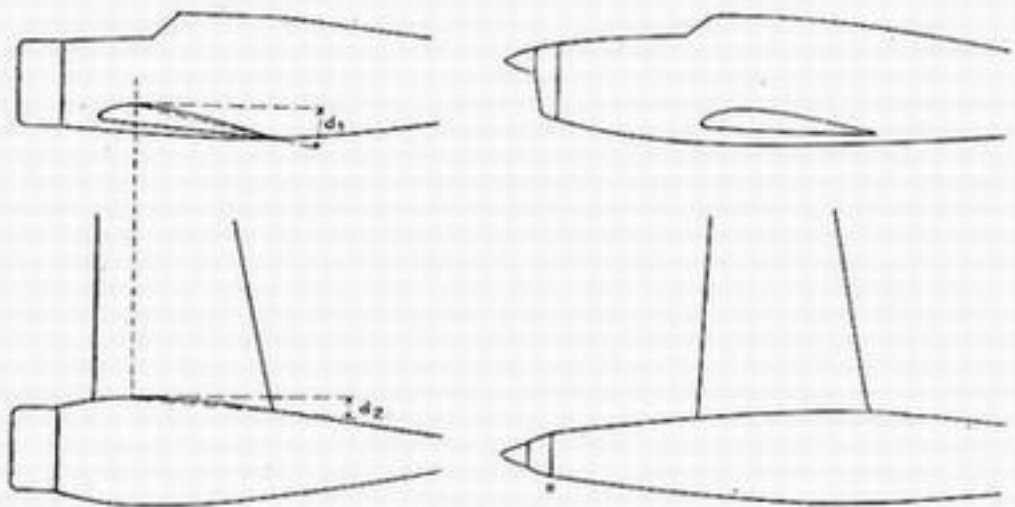


Fig. 3,122.2.

déjà pour le courant d'air, du seul fait de la forme de l'extrados de la voilure, une divergence  $d_1$  sensible et inévitable. Il est fâcheux d'ajouter, dans la vue en plan, *exactement au même endroit* une nouvelle divergence  $d_2$  par suite d'une position mauvaise du maître-couple du fuselage (v. fig. 3,122.2), comme c'était trop souvent le cas autrefois. Si donc il n'y avait déjà une raison intrinsèque de reculer le maître-couple du fuselage (cf. ci-dessus, 3,113.21), on trouverait là une autre raison, due à l'interaction avec la voilure, de le situer loin en arrière, et si possible vers le voisinage du bord de fuite de la voilure.

Il peut même arriver qu'en *augmentant* le maître-couple maximum du fuselage pour reculer son emplacement, on diminue le  $C_x$  et qu'on ait des performances



meilleures. C'est une des raisons des bonnes performances de certains appareils qui ont pourtant des maîtres-couples élevés, notamment le Caudron « Simoun », appareil de haute qualité pour son époque. Le maître-couple du fuselage est également situé très en arrière sur le Messerschmitt 109.

### 3,123 Divers.

Enfin, de même qu'à très petite échelle, les accidents de surface qu'on pourrait appeler « microscopiques » (têtes de rivets, chevauchements de tôles, rugosités, etc...) ont une influence fâcheuse en abîmant l'écoulement laminaire et en produisant de la turbulence fine, de même à plus grande échelle des accidents de surface plus importants peuvent engendrer ou faciliter les décollements. Ils sont donc à éviter soigneusement, surtout dans les régions où ceux-ci naissent de préférence, par exemple dans la zone qui précède immédiatement le raccordement de l'aile — et a fortiori dans ce raccordement lui-même (exemples : ouïes d'aération du capot moteur situées juste en avant du bord d'attaque, prises d'air pour l'admission du moteur faisant saillie dans la région immédiatement en avant du bord d'attaque ou au-dessus de l'extrados, etc...).

## 3,13 - EXPÉRIMENTATION

### 3,131 En soufflerie.

On expérimente les écoulements en soufflerie en les rendant visibles par des émissions de fumées ou plus simplement en promenant autour d'une maquette un petit fil de laine dans le voisinage des zones qu'on veut explorer. D'après la direction que prend ce fil de laine on voit la direction des filets d'air.

L'expérimentation en soufflerie doit d'ailleurs avoir lieu sur maquettes ordinaires et *sur maquettes motorisées*, parce que les écoulements changent beaucoup quand les hélices sont en fonctionnement.

Une méthode indirecte pour vérifier la correction de l'écoulement autour d'une maquette consiste à explorer le champ général des pressions, ou des vitesses, dans diverses tranches successives, au moyen d'un petit tube de Pitot. On peut tirer beaucoup d'enseignements de l'allure des courbes d'égale pression, ou d'égale vitesse, et notamment des irrégularités de leur tracé, ainsi que de l'épaisseur de la couche perturbée autour de la maquette.

### 3,132 En vol.

Il est indispensable aussi d'expérimenter en vol. L'étude des écoulements laminaires et turbulents, c'est-à-dire finalement du point de transition, se fait en explorant, au moyen d'un tube de Pitot, le champ des vitesses autour d'une même section d'aile, par exemple. L'augmentation de l'épaisseur de la couche limite indique le point de transition. De tels essais en vol, faits systématiquement en Angleterre sur des avions prototypes, ont permis d'améliorer leurs performances dans des proportions notables en reculant leur point de transition.

En ce qui concerne les décollements, on peut les étudier en cinématographiant des émissions de fumées, notamment avec du tétrachlorure de titane qui donne une fumée blanche très visible — ou encore de petits fragments de laine ou des fils de soie.

Une expérimentation sommaire pratiquée déjà très anciennement en Amérique, notamment chez Boeing, consiste à tracer au pinceau, avec une huile assez consistante chargée de noir de fumée, des bandes parallèles entre elles et perpendiculaires au courant d'air. Le vent relatif « effiloche » les bandes d'huile en dessinant une sorte de spectre des filets d'air : dans les régions défectueuses, les filaments d'huile se retournent vers l'avant, au lieu de se diriger vers l'arrière.

Ce procédé a le défaut de totaliser l'ensemble du vol : on ne peut pas discriminer ce qui s'est produit au décollage, en vol de régime, ou au moment de l'atterrissage. Mais, aussi rudimentaire qu'il soit, il est très utile parce qu'il montre les régions mauvaises qu'il faut chercher à améliorer. Et lorsqu'une deuxième expérimentation, après modification, montre que ces perturbations ont disparu, on est sûr de toute façon d'être dans la bonne voie.

## 3,2-PERFORMANCES

### 3,20 - GÉNÉRALITÉS

Pour mettre en évidence le rôle des différents facteurs dans les performances rappelons les principales équations qui régissent les divers cas de vol. On trouvera dans l'Annexe XIII, à l'article « Notations », l'explication des notations adoptées et, à l'article « Mécanique de l'avion », l'origine des équations.

#### 3,21 Vol horizontal.

Les équations fondamentales du vol en palier sont :

$$(1) \quad P = \frac{C_x S}{16} V^2 \rho$$

$$(2) \quad W_a^{(1)} = \frac{C_x S}{16} V^2 \rho$$

qui divisées membre à membre donnent :

$$(3) \quad V = \frac{C_z}{C_x} \frac{W_a}{P}$$

(1) En faisant apparaître le rendement d'hélice  $\eta$ ,  $W_a$  est égal à  $\eta W$ .

La vitesse est le produit de la finesse à l'angle d'attaque du vol en palier, par l'inverse de la charge au cheval de puissance utile.

Nous aurons souvent à apprécier l'effet d'une variation de poids sur la vitesse :

Si l'on vole au voisinage du  $C_x$  minimum (vol de vitesse) un allègement n'entraîne pratiquement aucun gain sur la vitesse, car si l'on différencie les équations (1) et (2) on obtient :

$$\frac{dP}{P} = \frac{dC_x}{C_x} + 2 \cdot \frac{dV}{V} \quad \text{ou} \quad \frac{dC_x}{C_x} + 3 \frac{dV}{V}$$

et comme :  $\frac{dC_x}{C_x} = 0$       on a :  $\frac{dV}{V} = 0$       et :  $\frac{dC_x}{C_x} = -\frac{dP}{P}$

Au contraire, si l'on vole au voisinage de la finesse maximum (vol de distance) on voit en différenciant l'équation (3) qu'on obtient un gain relatif sur la vitesse pratiquement égal au gain relatif sur le poids, puisque si l'on appelle  $f$  la finesse  $C_x/C_z$  on a :

$$\frac{dV}{V} = \frac{df}{f} - \frac{dP}{P} \quad \text{mais} \quad \frac{df}{f} = 0 \quad \text{donc} \quad \frac{dV}{V} = -\frac{dP}{P}$$

### 3,202 Plafond.

Pour chercher le plafond, éliminons  $V$  entre les deux équations (1) et (2) et tirons  $z$ , on obtient :

$$(4) \quad z = 16 \frac{P}{S} \left( \frac{P}{W_*} \right)^2 \frac{C_x^2}{C_z^3}$$

Comme la densité est une fonction décroissante de l'altitude  $z$ , le maximum de  $z$ , c'est-à-dire le plafond, correspond au minimum de  $z$ , donc au minimum de l'expression  $C_x^2/C_z^3$ . Le point correspondant est donné par la tangente de pente 2/3 à la polaire logarithmique (1), puisqu'il s'agit de rechercher le minimum de l'expression :  $2 \log. C_x - 3 \log. C_z$ .

### 3,203 Montée.

Les qualités de montée dépendent avant tout de l'excédent de puissance, c'est-à-dire de la différence entre la puissance effectivement fournie et celle qui est nécessaire à la sustentation en palier pour le même angle d'attaque.

En effet, les équations du vol en montée sont :

$$(5) \quad P \cos \theta = \frac{C_z}{16} S V^2 z$$

$$(6) \quad W - P V \sin \theta = \frac{C_x}{16} S V^2 z$$

où  $\theta$  est la pente de la trajectoire.

L'angle  $\theta$  étant petit,  $\cos \theta$  peut être en première approximation confondu avec l'unité. Dans ces conditions, l'équation (5) devient celle du vol horizontal à l'altitude considérée (1), et le second membre de l'équation (6) représente la puissance utile nécessaire au vol en palier à la même altitude, au même angle d'attaque et à la même vitesse que le vol de montée étudié. Si donc on appelle  $\Delta W_*$  l'excédent de puissance utile, c'est-à-dire la différence entre la puissance utile

(1) Voir l'Article « Polaire logarithmique » à l'Annexe XIII.

dont on dispose et celle qui serait nécessaire au vol en palier à la même vitesse et à la même altitude, on obtient avec l'approximation faite ( $\cos \theta = 1$ ) :

$$(7) \quad \Delta W_u = PV \sin \theta = PV,$$

d'où :

$$(8) \quad V_s = \frac{\Delta W_u}{P}$$

ou, d'une manière plus détaillée :

$$(9) \quad V_s = \frac{W_u}{P} - \frac{4}{\sqrt{5}} \left( \frac{P}{S} \right)^{1/2} \frac{C_x}{C_z^{3/2}}$$

On voit que la montée optimum est en principe la montée à angle d'attaque constant égal à l'angle d'attaque du plafond (minimum de  $C_x^2/C_z^3$ ). Il en résulte que les éléments aérodynamiques  $C_x$  et  $C_z$  qui interviennent dans l'évaluation de  $\Delta W_u$  pour la montée optimum, c'est-à-dire en définitive dans la détermination de la puissance nécessaire au vol en palier correspondant, sont ceux qui sont relatifs à l'angle d'attaque du plafond.

3,204

### Descente planée. Atterrissage.

Si l'on fait  $W_u = 0$  dans l'équation (6), on obtient :

$$(10) \quad PV \sin \theta = C_x \frac{SV^2}{16} \approx$$

En divisant cette équation et l'équation (5) membre à membre, on voit que la pente de la trajectoire est telle que :

$$(11) \quad \operatorname{tg} \theta = - \frac{C_x}{C_z}$$

et en tirant  $V \sin \theta = V_s$ , on voit que la composante verticale de la vitesse, ou vitesse de descente, a pour expression :

$$(12) \quad V_s = - \frac{C_x}{C_z^{3/2}} \left( \frac{P}{S} \right)^{1/2} (\cos \theta)^{3/2}$$

Au voisinage du minimum de  $V_s$ , c'est-à-dire dans la descente planée précédant l'atterrissage, la pente reste suffisamment faible, même avec les hypersustentateurs actuels (pente inférieure à  $10^\circ$ ), pour qu'on puisse admettre<sup>(2)</sup> que le

(1) L'approximation  $\cos \theta = 1$  revient donc à admettre que la montée et le palier correspondent à la même incidence (mêmes  $C_x$  et  $C_z$ ) pour une même vitesse — c'est-à-dire en définitive que l'excédent de puissance n'a besoin d'assurer que le travail élévatoire  $PV_s$ , ce qui est optimiste car en réalité il a en outre à vaincre l'accroissement de traînée  $\Delta(C_x SV^2)$  dû au fait que l'angle d'attaque est supérieur à celui du palier à vitesse égale ou que la vitesse est supérieure à celle du palier à incidence égale. La valeur calculée ici pour  $V_s$  est donc approchée par excès.

(2) Sinon l'expression complète serait :

$$(13) \quad V_s = - \frac{C_x}{(C_x^2 + C_z^2)^{3/4}} \left( \frac{P}{S} \right)^{1/2}$$



dernier terme reste égal à 1, et que le minimum de la vitesse de descente est obtenu pour le minimum de l'expression  $C_x/C_z^{3/2}$ , ou  $C_x/C_z^2$ , c'est-à-dire que ce cas de vol correspond à l'angle d'attaque du plafond.

La vitesse d'atterrissage est donnée par l'équation (1) où l'on fait  $C_z = C_{z,max}$

3,205

#### Autonomie.

Une formule simple et approximative du rayon d'action par vent nul est la suivante :

$$(14) \quad R = K \frac{\eta}{c} \frac{C_z}{C_x} \log. \frac{P}{P - P_c}$$

dans laquelle  $P$  est le poids total,  $P_c$  le poids de combustible emporté,  $c$  la consommation en grammes par cheval-heure,  $K$  une constante numérique et  $\eta$  le rendement de l'hélice. Le maximum de rayon d'action correspond donc à l'angle d'attaque du maximum de finesse.

Par ailleurs pour voler longtemps (records de durée — permanence de surveillance des avions de chasse), ce qui n'est pas la même chose que d'aller loin, il faut voler à l'angle du minimum de puissance c'est-à-dire à l'angle du plafond, ce qui conduit à rechercher un  $C_x^2/C_z^3$  peu élevé.

3,206

#### Familles de performances.

On voit donc qu'au point de vue des caractéristiques aérodynamiques requises, les performances se groupent en quatre familles principales, irréductibles l'une à l'autre :

- performances de vitesse, qui conduisent à rechercher de bonnes valeurs du  $C_z$  minimum;
- performances liées à l'angle d'attaque du plafond, pour lesquelles c'est l'expression  $C_x^2/C_z^3$  qu'il y a lieu de porter au minimum possible; on trouve dans cette famille à la fois les performances de montée, c'est-à-dire de vitesse ascensionnelle et de plafond — et la vitesse verticale minimum de descente (intéressante en vol pour les planeurs de vol à voile, et à l'atterrissage pour tous les avions) ainsi que la durée de vol avec une quantité de combustible donnée.
- performances dans lesquelles c'est la finesse maximum qui joue le rôle principal : pente de descente planée, distance franchissable avec une quantité de combustible donnée.
- performances d'atterrissage proprement dites, liées à une forte valeur du  $C_z$  maximum.

3,207

#### Polaire de l'avion.

Il ne faut pas perdre de vue que les caractéristiques aérodynamiques  $C_x$  et  $C_z$  qui interviennent dans les équations qui précèdent, sont celles relatives à l'avion complet. Nous allons indiquer sommairement en quoi la polaire correspondante diffère de celle relative à l'aile seule, qui sera étudiée plus en détail au paragraphe suivant.

3,207.1

En ce qui concerne la portance, c'est la voilure qui apporte la partie principale du  $C_z$  de l'avion complet. Néanmoins il subsiste toujours des différences, qui peuvent devenir notables à certains angles d'attaque et doivent

être précisées par des essais en soufflerie de l'avion complet, dont la portance à chaque incidence ne peut être entièrement déduite d'un catalogue de profils d'ailes.

La première explication qui vient à l'esprit pour ces différences est la portance de l'empennage horizontal : son effet complet est mis en évidence par le tracé en soufflerie de la polaire dite « équilibrée », pour l'établissement de laquelle on braque à chaque incidence la gouverne de profondeur de la quantité convenable pour obtenir un  $C_m$  général nul (1).

Mais il ne faut pas oublier aussi le fuselage qui, suivant sa forme, peut avoir sur le  $C_x$  un effet non négligeable (souvent diminution de 10 à 15 % par rapport au  $C_x$  de la voilure, aux incidences usuelles). On peut d'ailleurs en voir la preuve dans le fait que son influence sur le  $C_m$  est considérable, au point qu'il serait tout à fait faux de considérer le  $C_m$  de l'avion sans empennages comme égal à celui de la voilure.

3,207.2

Le rôle des diverses parties de l'avion est plus partagé en ce qui concerne la traînée.

Le  $C_x$  de l'avion complet est égal au  $C_x$  dû à la voilure, augmenté de celui dû au fuselage et aux autres résistances passives, qu'on représente en général par  $\sigma/S$ , le terme  $S$  mis en dénominateur étant destiné à obtenir un coefficient sans dimensions. On a finalement :

$$(15) \quad C_x \text{ avion} = C_x \text{ aile} + \sigma/S$$

les deux termes du second membre étant du même ordre de grandeur sur les avions modernes.

En pratique, lorsqu'on veut prédéterminer les performances d'un avion, et donc sa polaire, on établit un véritable bilan de  $C_x$  dans lequel on cherche à faire figurer tous les éléments générateurs de traînée, avec leur  $\sigma$  propre.

Il serait bien commode de disposer dans ce but d'un « barème passe-partout » des résistances passives. Malheureusement la tâche n'est pas aussi simple. D'abord on peut rencontrer des différences considérables dans la traînée des éléments tels que fuselages, fuseaux-moteurs, etc... selon le soin apporté au dessin de leurs formes extérieures dans chaque cas particulier. Mais surtout les interactions, dont nous reparlerons en 3,222, viennent encore modifier largement, en plus ou en moins, les apports individuels de ces divers éléments, à partir du moment où ils sont incorporés à l'ensemble de l'avion. Seule la soufflerie permettra d'y voir clair.

Cependant, afin de ne pas laisser le lecteur dans l'inconnu complet, nous avons groupé dans le tableau ci-après, à titre purement indicatif, des ordres de grandeur de coefficients de traînée qui, sauf indication contraire, sont à multiplier par la surface frontale maxima ou maître-couple de l'élément considéré, pour obtenir la valeur du  $\sigma$  correspondant. Pour tenir compte des réserves qui précèdent, nous avons donné pour chacun deux chiffres limites, dont le premier correspond à la moins bonne valeur à escompter pour l'élément en question, essayé seul en soufflerie (en évitant, bien entendu, les fautes grossières de dessin et sans sortir des formes « convenables » usuellement pratiquées) et le deuxième

1. Il s'agit donc d'une polaire dans laquelle la configuration de l'avion varie légèrement d'un point à l'autre.

à la meilleure valeur qu'on ait trouvée couramment jusqu'à présent dans des cas d'interactions favorables. Comme on le voit, la marge est grande.

Elément.	Coefficients de traînée.		Observations.
	min.	max.	
Fuselage circulaire (civil).	0,05	0,11	Carène de Fuhrmann isolée : 0,045.
Fuselage avec décrochements (milit.)	0,11	0,4	Plaque plane de front : 1,2.
Fuséau (mot. en ligne).	0,07	0,12	
Fuséau (mot. en étoile).	0,15	0,5	
Mâts profilés.	0,07	0,2	
Mâts circulaires.	0,3	1,2	Selon nombre de Reynolds.
Atterrisseur fixe caréné.	0,4	2	Non caréné : peut doubler le $C_x$ de l'avion.
Roue de queue fixe.	0,4	2	
Radiateurs.	0,25	0,7	
Empennages.	7,5 %	25 %	% de la résistance de profil de l'aile.

Afin d'éviter au lecteur optimiste la tentation d'additionner toutes les hypothèses favorables, et au lecteur trop scrupuleux celle d'accumuler les catastrophes, nous avons donné à l'annexe XIII à la rubrique « Polaire logarithmique », trois exemples de polaires, pris à dessein dans des catégories très différentes, pour montrer ce qu'on peut raisonnablement espérer aujourd'hui pour l'ensemble de l'avion avec un dessin soigné.

### 3,21 - CHOIX DES CARACTÉRISTIQUES DE L'AILE

#### 3,210 POLAIRE DE L'AILE SEULE

Dans ce qui suit, nous compterons toujours les incidences à partir de la portance nulle.

Sauf indication contraire, nous nous limiterons à la zone dans laquelle la variation de  $C_x$  est linéaire en fonction de l'incidence : cette zone comprend la plus grande partie du domaine des incidences utilisées, elle exclut simplement la région du  $C_x$  maximum.

Nous utiliserons les notations  $C_x$  et  $C_{x_0}$  pour les coefficients relatifs à l'aile entière et  $c_x$  et  $c_{x_0}$  pour les coefficients locaux considérés dans une section déterminée.

3,210.1 Angle induit. Trainée induite.

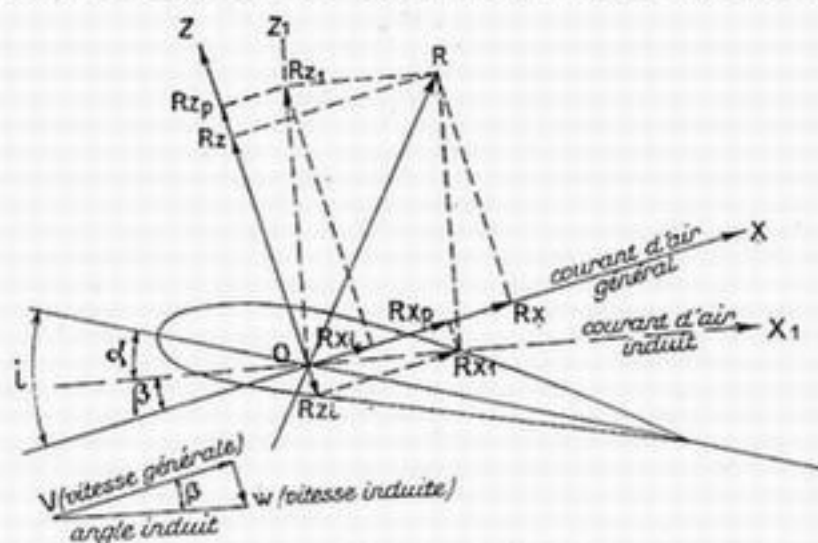
3,210.11 Pour une aile d'envergure illimitée, et donc d'allongement infini, dont toutes les sections ont même profil et même calage, la polaire ne dépend que des caractéristiques de base du profil. L'incidence réelle est effectivement confondue tout le long de l'envergure avec l'incidence géométrique  $i$ , c'est-à-dire avec l'angle formé par la vitesse relative et la corde de référence correspondant, comme nous l'avons dit, à la portance nulle.

Dès qu'on a affaire à une aile d'envergure limitée, il apparaît une vitesse induite<sup>(1)</sup> dirigée vers le bas, que nous appellerons  $w$ , et qui vient modifier l'incidence aérodynamique réelle en chaque point de l'envergure. Celle-ci devient, dans une section déterminée où la vitesse induite a la valeur  $w$  :

$$(16) \quad \alpha = i - \frac{w}{V}$$

$\frac{w}{V}$  représente la tangente de l'angle induit. Les caractéristiques aérodynamiques de base, données par les catalogues de profils pour le cas de l'envergure infinie, restent utilisables, à condition de tenir compte en chaque point de l'angle d'attaque réel  $\alpha$  corrigé comme il vient d'être dit.

3,210.12 Tout se passe comme si les axes de référence  $Oxz$  avaient tourné de l'angle induit  $\beta = \frac{w}{V}$  (v. fig. 3,210.12) pour venir en  $Ox_1z_1$ . On voit donc que si l'on continue à rapporter les forces aérodynamiques aux directions fixes



Les angles  $i$  (incidence géométrique)  $\alpha$  (incidence réelle) et  $\beta$  (angle induit) ont été fortement exagérés pour la clarté de la figure

Fig. 3,210.12.

$Oxz$  liées à la vitesse générale  $V$  du courant d'air, il apparaît des composantes supplémentaires dites « induites »  $R_{x1}, R_{z1}$ . La seconde est négligeable à cause de la petitesse de l'angle  $\beta$  et de la faiblesse relative de  $R_{z1}$  devant  $R_{x1}$ . Mais la première, appelée *trainée induite*, devient une partie importante de la trainée totale  $R_x$ . Le coefficient unitaire correspondant a pour expression :

$$(1) \quad c_i = c_l \frac{w}{V}$$

(1). Par la portance.



Il est donc important, pour calculer la traînée induite, de connaître la valeur de l'angle induit. La théorie, en bon accord avec l'expérience, donne pour la valeur locale de cet angle en une section d'abscisse  $y$  :

$$(18) \quad \frac{w}{V} = \frac{1}{8\pi} \int_{-\frac{c}{2}}^{+\frac{c}{2}} \frac{d}{y-y'} \frac{d}{dy'} (l'c_s') dy$$

en intégrant par rapport à  $y'$  et appelant  $l'$  la profondeur d'aile au point courant d'abscisse  $y'$  où la portance locale est  $c_s'$ .

3,210.13

Lorsqu'il n'y a pas de gauchissement aérodynamique (voir ci-après 3,215.4), c'est-à-dire lorsque les cordes de portance nulle des diverses sections de l'aile sont toutes contenues dans un même plan, la valeur générale de la traînée induite d'ensemble de l'aile peut se mettre sous la forme :

$$(19) \quad C_{xi} = \frac{1}{\pi\lambda} C_s^2 (1 + \sigma)$$

$\lambda$  étant l'allongement<sup>(1)</sup> et  $\sigma$  un coefficient correcteur qui dépend de la forme en plan de l'aile, et dont nous reparlerons en 3,215.2.

Un cas particulier intéressant est celui où les profondeurs d'aile le long de l'envergure sont proportionnelles aux ordonnées d'une ellipse. Alors l'angle induit a la même valeur dans chaque section : l'incidence aérodynamique réelle  $\alpha$ , tout en restant inférieure à l'incidence géométrique  $i$ , est constante d'un bout à l'autre de l'envergure, et  $c_s$  aussi.

Pour toute autre disposition de l'aile,  $w$  varie le long de l'envergure, et donc aussi la répartition de  $c_s$  : nous en parlerons plus en détail en 3,215.

3,210.2

### Trainée de profil.

La différence  $c_x - c_{xi}$  s'appelle *trainée de profil* : c'est celle qui est directement donnée en allongement infini par les catalogues de profil.

Si elle ne variait pas avec l'incidence, en raison de l'équation (19), la polaire serait rigoureusement une parabole. Or,

l'expérience montre qu'il n'en est pas ainsi. D'abord, cette courbe présente un maximum. Mais, même en faisant abstraction de ce maximum et en s'en tenant à la zone où  $c_x$  est une fonction linéaire de  $i$ , la polaire s'écarte progressivement de la parabole théorique, ce qui montre que la traînée de profil elle-même varie légèrement avec  $c_x$ . On peut, si l'on veut, la décomposer en deux éléments : une traînée minimum, et une traînée *additionnelle*  $C_{xa}$  qui est fonction de  $c_x$ .

La figure 3,210.2 illustre cette décomposition : (P) est la polaire réelle d'une aile de profil constant, ( $\pi$ ) est la parabole induite obtenue en menant à partir de l'axe  $OC_x$  des longueurs telles que  $AB = \frac{1}{\pi\lambda} C_s^2 (1 + \sigma)$ . ( $\pi'$ ) est la même parabole décalée par translation de manière à faire coïncider son sommet avec

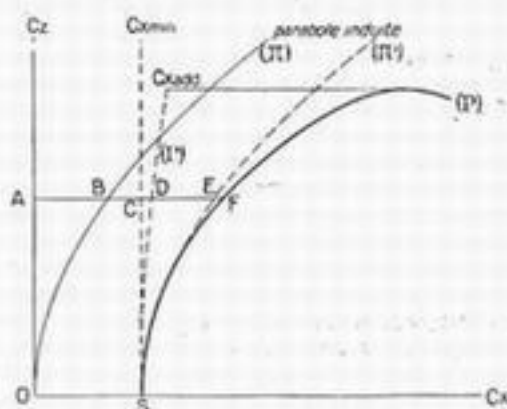


Fig. 3,210.2.

(1) Rappelons la définition de l'allongement :  $\lambda = \frac{E^2}{S}$ .

le pied de la polaire. On voit que  $P$  et  $\pi$  sont pratiquement confondus pour les faibles valeurs de  $C_x$ , puis  $\pi$  s'en écarte progressivement. Si l'on mène la droite verticale  $SC$  qui matérialise le  $C_x$  minimum et qu'on porte à partir de cette droite des longueurs telles que  $CD = EF$ , on obtient une courbe (1') qui donne les valeurs du  $C_x$  additionnel aux différents  $C_x$ .

$C_{x_2}$  présente en fonction de  $C_x$  un minimum dont l'emplacement, assez variable, dépend notamment de la courbure du profil : il correspond en général à un  $C_x$  d'autant plus élevé que cette courbure est plus forte.

### 3,210.3 Effet du nombre de Reynolds.

Pour savoir dans quelle mesure on peut compter sur les essais en soufflerie pour les résultats à attendre sur l'avion vraie grandeur, il est intéressant de connaître les variations des principaux éléments de la polaire en fonction de l'effet d'échelle, c'est-à-dire du nombre de Reynolds.

Ce nombre affecte le  $C_x$  minimum (1) dans tous les cas, et généralement aussi le  $C_x$  maximum, quoique d'une manière souvent mal connue, en raison de l'instabilité des écoulements. Il n'affecte pratiquement pas les  $C_x$  dans toute la zone où sa variation en fonction de l'incidence est linéaire — ni par conséquent la traînée induite dans cette zone. Le coefficient de moment  $C_m$  et la position du centre de poussée ne dépendent pratiquement pas du nombre de Reynolds.

### 3,210.4 Détermination de l'aile.

Finalement, la polaire de l'aile seule dépend du profil, de l'allongement, de la forme en plan et de la disposition générale de l'aile (amincissement, gauçhissement, etc...).

La détermination de l'aile comporte également le choix de la surface et de l'hypersustentation.

Nous allons examiner successivement ces divers points.

## 3,211 CHOIX DE L'ALLONGEMENT

3,211.1 Nous avons cité en 3,210.13 sous le n° (19) l'équation de Prandtl qui donne la valeur de la traînée induite en fonction de l'allongement  $\lambda = \frac{E^2}{S}$  et qui s'écrit plus classiquement sous la forme :

$$(20) \quad C_x = C_{x\infty} + \frac{1}{\pi\lambda} C_x^2 (1 + \varepsilon)$$

$C_{x\infty}$  est la traînée d'une aile qui aurait un allongement infini;  $C_x^2/\pi\lambda (1 + \varepsilon)$  représente la traînée induite.

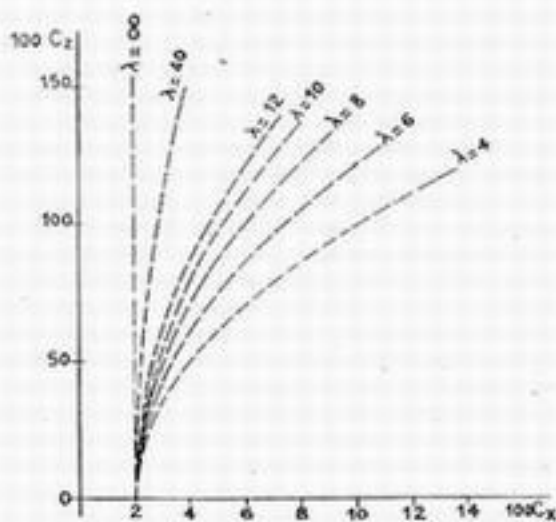
Si l'on étudie la traînée induite en fonction de  $C_x$  et de  $\lambda$ , on trouve une famille de paraboles tangentes à l'origine et dont le paramètre est proportionnel à l'allongement  $\lambda$  (Cf. fig. 3,211.1 A). Il en résulte que pour un  $C_x$  donné la traînée induite, qui s'ajoute à la traînée de profil, est d'autant plus faible que l'allongement  $\lambda$  est plus grand, la différence étant elle-même d'autant plus forte que le  $C_x$  de

(1) Le document américain ANC-1 d'avril 1938, dont nous reparlerons en 3,215, donne la formule suivante :

$$C_{x \text{ min.}} = C'_x \text{ min.} \frac{(R')}{(R)} 0,11$$

qui n'est vraie que dans certaines limites de variation de  $R$  (zone des écoulements turbulents).

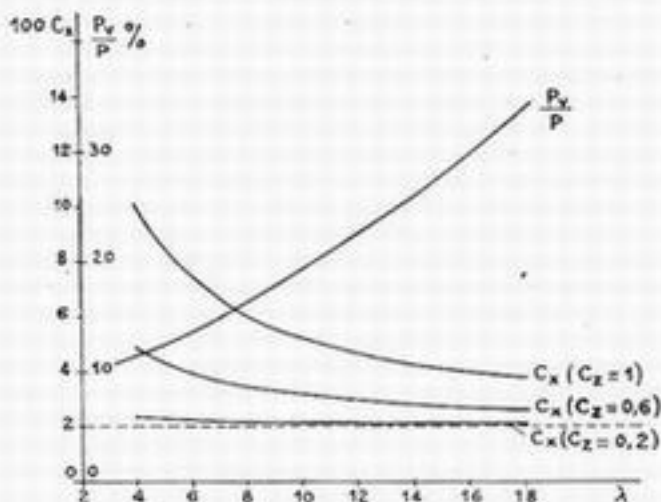
vol dont il s'agit est plus élevé, ce qui fait apparaître un bénéfice beaucoup plus marqué pour les vols de distance (finesse maximum) que pour les vols de vitesse ( $C_x$  minimum).



Hypothèses: Aile elliptique; traînée de profil  $C_x^p$   
Fig. 3.211.1 A.

Il y a donc, pour chaque programme particulier et pour chaque mode de construction, un allongement optimum qu'il n'y a pas intérêt à dépasser sous peine de reperdre en poids de construction le bénéfice qu'on peut attendre de l'amélioration aérodynamique due au grand allongement. Ce fait est mis en évidence par la figure 3,211.1 B qui montre l'allure des lois de variation, en fonction de l'allongement, respectivement de la traînée et du poids de voilure (donné en % du poids total), à surface et vitesse (et donc portance) constantes.

Les ordres de grandeur des allongements couramment adoptés sont de 5 à 6,5 pour les avions de chasse, et 7 à 11,5 pour les bombardiers et les avions de transport. Les très grands allongements n'ont d'intérêt que pour les appareils qui, comme les planeurs de vol à voile, ne volent pratiquement qu'aux grands angles d'attaque correspondant à des  $C_z$  élevés : des allongements de 16 et même 20 ne sont pas rares pour les planeurs de performances.



Hypothèses: S constant;  $P_x = 0,15 P$  pour  $\lambda = 7$   
Fig. 3.211.1 B.

3,211.2

Étudions l'effet particulier de l'allongement sur les diverses performances :

Sur la vitesse maxima, l'allongement n'influe que d'une manière négligeable, puisque ce cas de vol correspond généralement, comme nous l'avons vu, à une incidence voisine de celle du  $C_x$  minimum, sur lequel l'allongement n'intervient pas.

Sur la montée, le plafond et la vitesse ascensionnelle, son influence est déjà plus sensible, puisque un grand allongement améliore la finesse à l'angle d'attaque du plafond, c'est-à-dire au minimum du  $C_x^2/C_z^2$ .

Mais c'est surtout sur les performances de vol plané et d'autonomie que son influence est prépondérante, puisque une augmentation d'allongement améliore notablement la finesse maxima de l'aile.

L'allongement, n'intervenant pas sur la valeur absolue du  $C_z$  maximum, est pratiquement sans effet sur la vitesse d'atterrissage, mais il intervient un peu sur l'incidence correspondante, et par conséquent sur le calage de voilure à l'atterrissage, et donc sur la configuration générale de l'avion reposant au sol sur trois points.

### 3,212 CHOIX DE LA SURFACE

#### 3,212.0 Généralités.

Lorsqu'on parle de la surface portante aérodynamique, on ne doit pas oublier que celle-ci comprend la portion de l'aile interceptée par le fuselage. Cette convention est postulée par la définition donnée de l'allongement :  $\lambda = \frac{E^2}{S}$ ; elle est d'ailleurs justifiée par les efforts que déploient les aérodynamiciens pour conserver la portance aussi constante que possible à la traversée du fuselage.

Avant de parler de l'effet direct de la surface, il est important de rappeler que celle-ci intervient indirectement dans la polaire de l'avion par le terme  $\sigma/S$ , où  $S$  figure au dénominateur : un accroissement de surface, toutes choses restant égales par ailleurs, a pour effet de décaler la polaire vers la gauche par translation. Elle intervient également sur le poids de l'appareil, puisque le poids de construction de la voilure augmente avec la surface.

Dans les équations étudiées en 3,20, le choix de la surface n'affecte donc pas seulement la grandeur  $S$ , mais aussi secondairement les grandeurs  $C_x$  et  $P$ .

#### 3,212.1 Performances.

Nous allons étudier l'effet de la surface sur les diverses performances à envisager.

3,212.11 L'équation (2) citée en 3,201 montre que, pour une puissance motrice donnée, la vitesse obtenue est inversement proportionnelle à la racine cubique de  $C_x S$ . Pour l'augmenter, on peut donc songer d'abord à diminuer la surface portante  $S$ .

3,212.12 Mais on est très vite limité dans cette voie. En effet, la vitesse d'atterrissage croît comme la racine carrée de  $P/S$ ; il est vrai qu'on a trouvé des moyens indirects de pallier en partie cette croissance en augmentant artificiellement le  $C_z$  maximum par l'adjonction de dispositifs hypersustentateurs, que nous étudierons plus loin. Mais il reste la question du décollage et de la montée; là aussi, les hypersustentateurs, s'ils sont bien conçus, pourront remédier aux effets fâcheux d'un accroissement du  $P/S$  en améliorant le  $C_x^2/C_z^2$ , mais la question (Cf. équation 9) est dominée par le facteur  $W_0/P$  (inverse de la charge au cheval), qui intervient à une puissance double de celle de  $P/S$ , et dont l'augmentation est la meilleure contre-partie d'une substantielle réduction de surface.



3.212.13

Il faut noter d'ailleurs que, tant que la réduction reste homothétique (c'est-à-dire tant qu'on ne modifie pas l'allongement) ce moyen d'accroître la vitesse n'a qu'un rendement médiocre. En effet, en réduisant la surface, on ne diminue, dans le produit  $C_x S$ , que la partie qui provient de la voilure : le terme  $\epsilon$  reste évidemment inchangé, et bien que l'importance relative de ce terme n'ait cessé de décroître au cours de l'évolution technique des appareils, il représente encore, sur les avions modernes, à peu près la moitié de la traînée totale. De plus, même si l'on se place dans l'hypothèse optimiste où le vol de vitesse en palier à pleine admission correspond au  $C_x$  minimum (1), c'est-à-dire si l'accroissement d'incidence dû à la réduction de surface n'amène pas d'augmentation sensible de la traînée, la loi de la racine cubique limite le gain de vitesse à des valeurs très faibles.

En définitive, une diminution de surface de 10 % ne diminue  $C_x S$  que de 5 % et par conséquent n'augmente la vitesse maxima que de 1,7 %, tandis qu'elle accroît la vitesse d'atterrissage de 5 %. Ceci suffit à expliquer qu'en pratique, la surface portante des avions classiques soit choisie non pour la vitesse maxima (il s'en faut de beaucoup), mais pour l'atterrissage et le décollage, en fonction des dispositifs hypersustentateurs dont on dispose.

3.212.2

### Surface variable(2).

Certains ont cherché à concilier élégamment la vitesse et les autres performances en réalisant une surface variable, théoriquement susceptible d'être constamment réglée à sa valeur optima. Nous allons dire un mot de ces dispositions.

3.212.21

#### *Théorie.*

Analysons d'abord avec un peu plus de détails ce qui se passe, au point de vue de la vitesse pure, lorsqu'on réduit la surface dans de fortes proportions.

3.212.211

Supposons pour commencer que *le seul* paramètre sur lequel on agisse soit  $S$ , et en particulier que les résistances passives soient inchangées (3) et que l'allongement reste constant, ce qui suppose une réduction *homothétique* de la surface.

Pour accroître le  $C_x$  il faut alors voler à une incidence plus élevée. Le  $C_x$  augmente lui-même, ce qui diminue le bénéfice escompté. L'équation

$$(3) \quad V = \frac{C_x}{C_x} \frac{W}{P}$$

montre que, pour une puissance et un poids donnés, l'opération reste cependant payante, jusqu'à une valeur limite de l'incidence qui serait celle du maximum de finesse, si l'augmentation de  $\epsilon/S$  ne venait pas modifier la polaire. En réalité, du fait du décalage dû à cette influence, la limite en question est donnée par la tangente menée de l'origine, non plus à la polaire mais à la courbe (C) lieu des points figuratifs du vol en palier à la puissance et au poids considérés, sur les diverses polaires successives (points déterminés par un calcul graphique à la polaire logarithmique).

(1) Hypothèse admissible, puisque sur les avions actuels le vol de vitesse correspond à un  $C_x$  de l'ordre de 0,2.

(2) La rédaction de ce paragraphe a été notablement remaniée par rapport à la 1<sup>re</sup> édition, à la suite de remarques dues à l'obligeance de M. Jacques Gérin.

(3) Certaines d'entre elles (empennages par exemple) peuvent théoriquement diminuer avec la surface, sous réserve cependant d'importantes complications constructives mais d'autres (maîtres-couples de fuselages ou fuselages) sont au contraire augmentées par les dispositifs de manœuvre et par le logement de ce qui était autrefois dans la voilure fixe. L'hypothèse faite ici est donc plutôt optimiste, sauf dans le cas d'une grosse économie de poids, dont nous parlerons en 3.212.216.

La figure 3,212.21 établie à partir de la polaire d'un avion réel (Lioré 54) pour 4 valeurs de la surface : S, S/2, S/3 et S/4 montre par les courbes en trait fort, sur lesquelles sont reportés les points  $V_1$   $V_2$   $V_3$   $V_4$  représentatifs du vol à pleine admission à l'altitude de 4.000 mètres, que le gain à attendre d'une telle

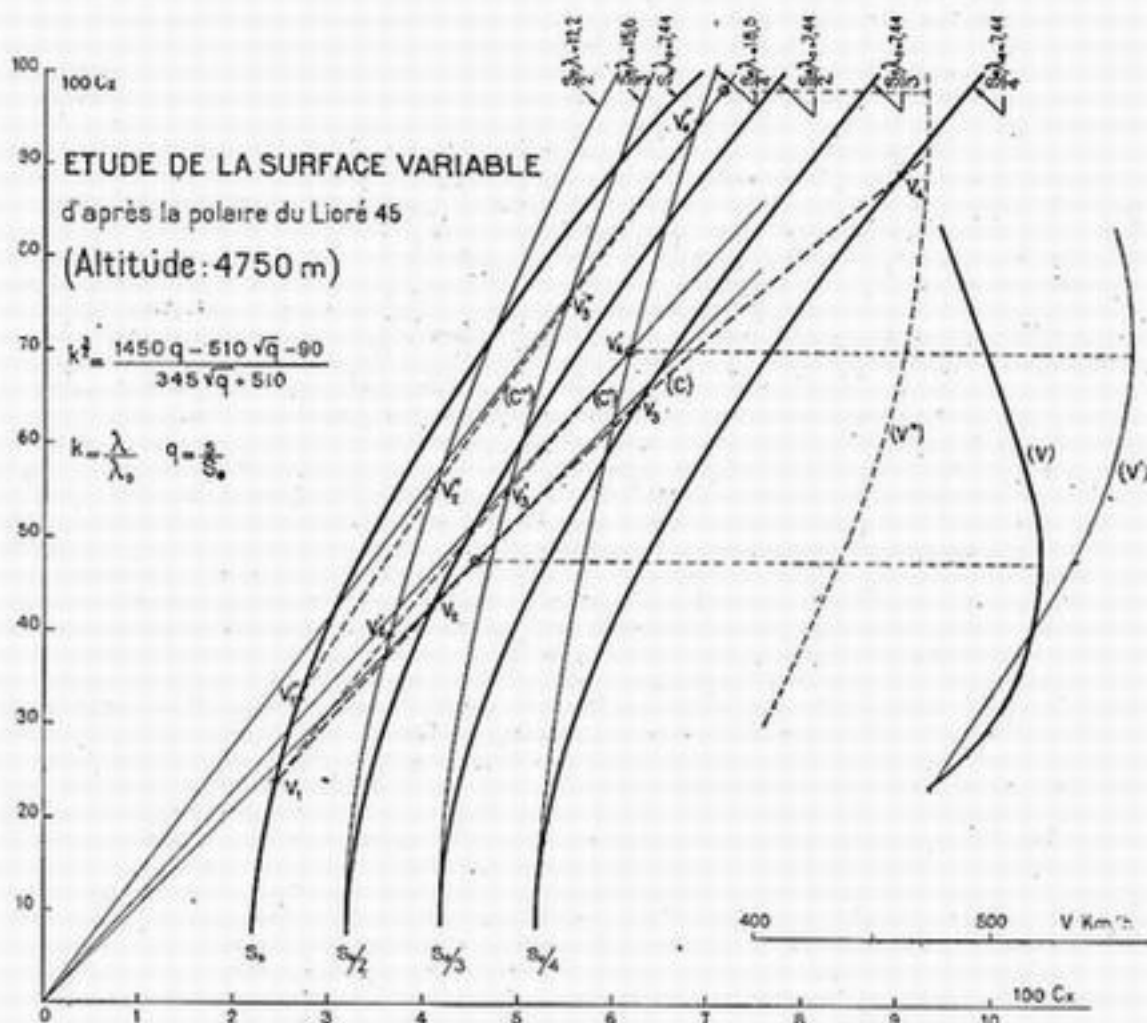


Fig. 3,212.21.

disposition est très faible → même dans l'hypothèse optimiste adoptée, selon laquelle  $\tau/S$  ne représente que la moitié à peine du  $C_x$  minimum — puisque la courbe (C) est très tendue, et que la tangente qu'on peut lui mener de l'origine passe près du point  $V_1$ , figuratif du vol de vitesse avec la surface initiale : le gain de finesse (et donc de vitesse) est ici de l'ordre de 7 %.

3,212.212

On voit que dans l'exemple ci-dessus le rapport optimum de réduction de surface est de 2,3 par rapport à l'avion normal à surface fixe. Mais il faut se garder de croire qu'on détermine ainsi le rapport optimum effectif entre la surface réduite et la surface déployée de l'avion à surface variable. En effet, dans l'état actuel de la technique, l'aile déployée ne saurait être équipée de dispositifs hypersustentateurs aussi perfectionnés (à beaucoup près) que ceux qu'on peut monter sur une voilure fixe — mais par contre on peut lui donner un profil creux, plus porteur que ceux qu'on emploie sur l'aile fixe d'un avion rapide.

Il faut donc adopter, pour obtenir la même vitesse d'atterrissage, c'est-à-dire

la même valeur du produit  $C_x S$ , une surface déployée présentant par rapport à celle de l'avion normal une majoration relative égale à celle que peut procurer le meilleur dispositif hypersustentateur du moment (cf. ci-après 3,214) par rapport au meilleur  $C_x$  maximum réalisable avec un profil nu ou avec des hypersustentateurs très simples tolérés par le mouvement de l'aile (voir ci-après 3,212.222) — c'est-à-dire au moins 100 % dans le premier cas, et 50 % dans le second. Finalement, le rapport de réduction optimum effectif entre les deux configurations d'un avion à surface variable homothétique du Lioré 45 serait de 4,6 en l'absence de toute hypersustentation et de 3,5 si le dispositif utilisé permet une certaine hypersustentation de l'aile déployée.

3,212.213

Ce qui précède montre le peu d'intérêt, du point de vue de la vitesse pure, d'une réduction de surface *homothétique* et confirme d'une manière parlante pourquoi dans l'établissement d'un avant-projet le choix d'une forte charge alaire n'est pas, comme beaucoup le croient, automatiquement générateur de vitesse.

Mais il faut reconnaître que, si l'on en restait là, le problème technique de la surface variable serait mal posé. En effet, ce serait une hérésie de forcer l'avion à voler aux grandes incidences sans chercher à améliorer les conditions particulières du vol à ces incidences : une réduction considérable de surface ne se conçoit pas sans une substantielle augmentation d'allongement. Voyons ce qu'il advient alors du diagramme que nous examinions tout à l'heure.

Nous admettrons que les résistances passives restent toujours inchangées, et pour établir une relation continue entre l'allongement et la réduction de surface, nous supposerons que pour chaque valeur du rapport de réduction, nous consacrons entièrement aux renforts de structure nécessaires pour augmenter l'allongement, le poids économisé par rapport à la voilure fixe initiale.

Pour avoir une limite supérieure des possibilités nous ferons des hypothèses optimistes : nous admettrons en particulier que le poids en kg de la surface déployée avec tout son dispositif d'escamotage ne dépasse pas 10 ( $S_0 - s$ ), les surfaces étant exprimées en  $m^2$ . L'application successive de la formule (12) donnée en 8,321.1 et de la formule (33) donnée en 8,323.3 conduit, avec les notations admises dans ces formules et en appelant  $q$  le rapport de réduction de surface, à la relation (1) :

$$k^{3T} = \frac{10 S_0 (1 - q) - 0,24 P_{0s} \sqrt{q} + (q - 0,36) P_{0s}}{P_{0s} (0,16 \sqrt{q} + 0,24)}$$

En partant des caractéristiques du Lioré 45 ( $P_{0s} = 2.130 \text{ k}$ ,  $S_0 = 68 \text{ m}^2$ ,  $\lambda_{0s} = 7,44$ )

on obtient :

$$k^{3T} = \frac{1450 q - 510 \sqrt{q} - 90}{345 \sqrt{q} + 510}$$

D'où les polaires en trait fin de la figure 3, 212. 21 (2).

(1) Les formules utilisées ne sont pas rigoureuses et nous sommes ici en dehors de leur champ d'application normal. Aussi ne prétendons-nous pas réaliser avec certitude les conditions d'un alourdissement nul, ce qui d'ailleurs importe peu : nous pensons simplement qu'une relation de ce genre entre  $k$  et  $q$  (importante car la courbe  $C'$  en dépend) tient mieux compte de la nature des choses et de l'évolution du poids des constructions que ne le ferait une formule arbitraire telle que  $k = aq + b$  par exemple.

(2) Faute de données expérimentales sur le  $C_x$  additionnel (cf. 3,210.2) du profil d'aile de cet appareil, on l'a inclus dans la traînée induite, c'est-à-dire qu'on a réduit pour chaque  $C_x$  le segment ( $C_x - C_x$  minimum) dans le rapport des allongements, ce qui donne des polaires corrigées optimistes.



3,212.214

La tangente menée par l'origine à la courbe (C') obtenue est nettement relevée par rapport à la précédente, et le gain de vitesse est déjà plus substantiel : de l'ordre de 17 % par rapport à l'avion initial à surface fixe. La surface réduite optimum devient  $S/4$  et le rapport de réduction pour l'avion à surface variable est de 6 en supposant un système permettant une certaine hypersustentation de l'aile déployée, sinon on serait conduit au rapport 8, manifestement irréalisable.

Cependant, comme le point de vol correspondant remonte nettement vers les  $C_x$  plus élevés, il est nécessaire de remarquer qu'il existe une limite à la réduction de surface : il faut en effet qu'on se trouve, en surface réduite, en deçà du plafond, non pas seulement à pleine admission (ce qui est bien évident, et d'ailleurs automatiquement respecté dans le calcul graphique) mais encore dans les conditions du *vol de croisière*, définies par la fraction de la puissance qu'on se fixe pour ménager l'endurance des moteurs.

En admettant que cette fraction soit égale à 70 % on obtient les points de vol  $V_1$ ,  $V_2$ ,  $V_3$ ,  $V_4$  et la courbe (C'') qui montre que la réduction envisagée est juste admissible et que le gain sur la vitesse de croisière est de l'ordre de 14 %.

3,212.215

En définitive, la vitesse horizontale pour une puissance donnée est proportionnelle à la finesse effectivement utilisée. Celle-ci, en règle générale, croît :

- avec l'incidence du vol en palier; à ce point de vue la surface variable l'améliore d'autant plus que le vol considéré correspond pour l'avion classique à un angle d'attaque plus faible, c'est-à-dire à une puissance plus élevée;
- avec la qualité de la polaire; à ce point de vue la surface variable l'abîme d'autant plus que le rapport de réduction de surface est plus grand (1).

3,212.216

Nous avons raisonné jusqu'ici à poids constant, mais on peut légitimement revendiquer, à égalité de puissance utilisée et de trajet parcouru, une économie sur le poids de combustible, dont la valeur relative est égale par vent nul (2) à celle du gain sur la vitesse de croisière, c'est-à-dire de l'ordre de 14 % dans l'exemple choisi, qui correspond à une croisière rapide à incidence relativement faible et à puissance élevée. Le pourcentage du poids total que représente cette économie dépend évidemment du programme qu'on se propose de remplir : très faible (de l'ordre de  $0,1 \times 14 \% = 1,4 \%$ ) sur un avion de transport de passagers à court trajet (1.000 km) elle peut devenir appréciable (de l'ordre de  $0,4 \times 14 \% = 5,6 \%$ ) sur un transatlantique rapide volant dans les conditions de puissance et de vitesse élevées qui viennent d'être rappelées, et qui ne sont pas encore actuelles pour cette catégorie — car pour un transatlantique lent, volant déjà au voisinage de la finesse maximum, l'adjonction d'une surface variable n'aurait pas de sens.

Lorsque l'économie de combustible est importante, on peut s'en servir pour réduire dans de fortes proportions le *tonnage* de l'appareil. Pour le montrer, approfondissons un peu l'exemple du transatlantique Nord, en anticipant sur une étude de poids que nous ferons en 8,01 pour ce programme.

Pour rester dans la zone de la croisière rapide où nous nous sommes placés jusqu'ici et qui est la plus favorable à la surface variable, partons d'un appareil classique volant à une finesse de 14 environ, et dont nous prendrons le rendement constructif (3)  $r_c$  égal à 45 % — d'où le point figuratif M' de la figure 8,013. Si

(1) Du moins tant qu'on n'aura pas réussi à réduire les résistances passives *proportionnellement à la surface de l'aile*. Cet espoir est chimérique : il paraît même probable qu'en général les résistances passives seraient au moins conservées (cf. 3,212.211, renvoi 1).

(2) En cas de vent contraire, ce gain augmente encore.

(3) Nous donnerons en 8,011 le nom de « rendement constructif » au rapport de la charge mobile (combustible + charge payante) au poids total. Ce rapport, qui peut atteindre 50 %, décroît avec  $P/W$ , et doit donc être pris d'autant plus faible qu'il s'agit d'un avion plus puissant et plus rapide.



nous supposons réalisée la surface variable optimum étudiée ci-dessus, la finesse passera de 14 à 16 (augmentation de 14 %) et la courbe figurative, non tracée sur la figure, sera interpolée entre les courbes 2 et 3 de la figure 8,013. Le tonnage de l'appareil nécessaire pour remplir le programme tombe de 111 tonnes à quelque 77 tonnes, d'où une réduction de l'ordre de 30 %.

Un gain aussi considérable permet d'ailleurs une réduction du nombre des moteurs et par suite une petite diminution des résistances passives, contrairement à l'hypothèse faite en 3,212.211. Le gain de vitesse s'en trouvera lui-même légèrement accru, et par conséquent l'économie de combustible. L'augmentation de la finesse de vol entraînera une nouvelle diminution — modeste mais non négligeable — pour le tonnage d'ensemble de l'appareil.

On voit finalement que le cas d'emploi optimum de la surface variable serait celui d'un avion de vitesse réclamant un grand rayon d'action : c'est justement l'utilisation prévue pour le dernier appareil construit par M. Gérin (v. ci-après 3,212.222), le Varivol V6é, avion de course destiné à la coupe Deutsch de la Meurthe, c'est-à-dire à une vitesse aussi élevée que possible sur un parcours relativement long.

3,212.217 Pour conclure, et sous réserve du caractère théorique des calculs qui précèdent et de l'optimisme des hypothèses faites, la surface variable à grand rapport de réduction se révèle susceptible, *dans le vol à forte puissance, et moyennant une augmentation substantielle d'allongement*, de procurer pour une vitesse d'atterrissage donnée, un gain de vitesse de l'ordre de 15 % et un gain de poids, toujours utile au rendement d'utilisation de la machine, et dont l'importance va en croissant avec son rayon d'action et peut, dans le cas de grandes distances franchissables, être mis à profit pour réduire *beaucoup* le tonnage de l'appareil.

Le principe est donc intéressant. Toute la question réside dans les possibilités de réalisation pratique, que nous allons maintenant examiner.

3,212.22 *Réalisations proposées.*

On peut songer à faire varier la surface d'une aile en envergure, en profondeur ou des deux façons à la fois.

3,212.221 Dans l'avion Makhonine la surface ne variait que par l'envergure; cet appareil comportait en effet une aile creuse d'où sortait, au moment de l'atterrissage, une portion d'aile, escamotée en vol à l'intérieur de la première, et roulant avec des galets sur des glissières intérieures (v. fig. 3,212.221).

Ce système, qui donne un meilleur allongement dans le cas de la surface déployée que dans le cas de la surface réduite, fonctionne exactement à contretemps pour les raisons détaillées ci-dessus en 3,212.21. De plus, les ailerons ne pouvant être montés sur l'aile coulissante puisqu'on en a besoin même en surface réduite, on est obligé de les mettre sur les moignons d'aile au voisinage de l'emplanture, ce qui est encore un contre-sens. Cette solution ne présente donc aucun intérêt.

3,212.222 Au contraire, l'aile Gérin initiale (v. fig. 3,212.222) ne produisait le changement de surface qu'en profondeur. L'aile de base très étroite servait de support pour développer au moment de l'atterrissage une sorte d'habillage souple, enroulé pendant le vol sur un tambour dans le fuselage, et qui avait pour effet d'augmenter la profondeur à la fois au bord d'attaque et au bord de fuite, afin d'éviter tout déplacement important du centre de poussée. Ce système est plus rationnel en ce qui concerne l'allongement. Le problème des ailerons reste difficile à résoudre.

C'est pourquoi dans une version plus récente de son appareil, l'inventeur

propose de cumuler les deux procédés en rendant l'aile de vitesse coulissante dans le sens de l'envergure sur un longeron-support fixe, sur lequel son déplacement entraîne le déploiement d'une aile souple de grande profondeur, en toile nervurée de bois, répartie à cheval sur le longeron de telle façon que le centre de poussée, pour les angles de vol avoisinant l'atterrissage, soit à peu près situé sur celui-ci. Un artifice de construction permet de munir de fentes le bord d'attaque de l'aile

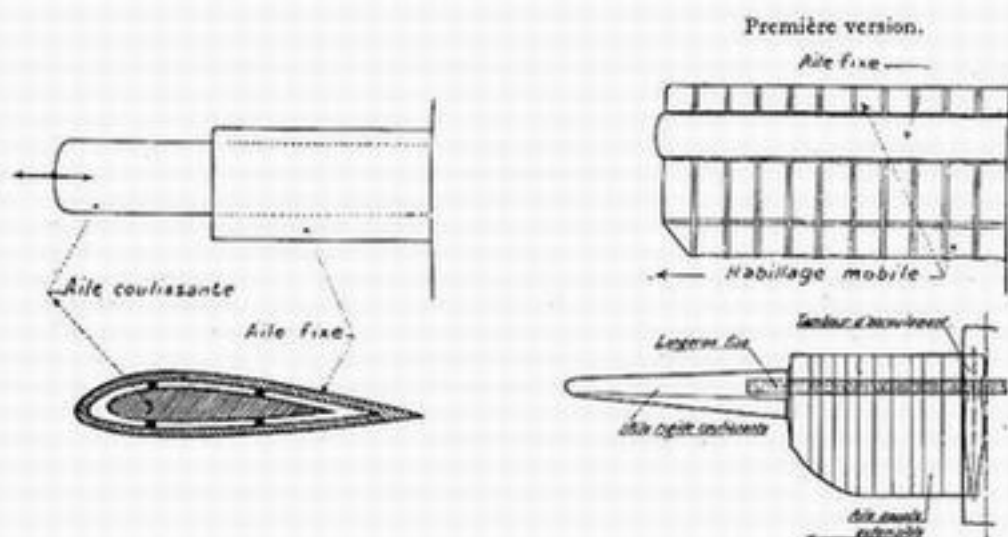


Fig. 3.212.221.  
Aile Makhonine.

Deuxième version.  
Fig. 3.212.222.  
Ailes Gérin.

souple et on espère également pouvoir l'équiper d'un bord de fuite à courbure variable.

Grâce à un système de renvois ingénieux la commande des ailerons est assurée sur l'aile rigide malgré son coulissement. L'augmentation de leur bras de levier (et d'ailleurs aussi de leur débattement) permet d'espérer une action suffisante quelle que soit la configuration de l'appareil, sans avoir à faire varier leur surface.

Malheureusement les tambours d'enroulement de l'aile souple encombrant, dans le fuselage ou les fuseaux-moteurs, un espace considérable et d'autant plus précieux qu'il est au voisinage du centre de gravité. Les appareils Gérin n'ont encore exécuté aucun vol satisfaisant; leur mise au point reste à faire.

3.212.223

D'une manière générale ces dispositifs entraînent de grandes complications qui nuisent à la résistance de construction de l'aile, à sa rigidité (risque de vibrations) et surtout à son aménagement, obligeant à rejeter en dehors de la voilure un grand nombre de choses qu'on met aujourd'hui couramment à l'intérieur de l'aile : atterrisseurs escamotables, armes ou lance-bombes, réservoirs d'essence, etc... Par un étrange paradoxe, on reperd ainsi en résistances passives extérieures (élargissement du fuselage, etc...) une part importante du gain de vitesse si laborieusement obtenu.

On voit donc que l'aile à surface variable soulève de sérieuses difficultés, dont plusieurs intéressent directement la sécurité. Il lui reste à faire ses preuves, mais son intérêt théorique semble mériter un effort de mise au point, qui devrait être orienté surtout vers la robustesse et la simplicité.

3,213 *CHOIX DU PROFIL*3,213.0 Généralités.

Le profil d'aile est susceptible d'influer simultanément sur le déplacement d'ensemble et sur la forme de la polaire. Il convient cependant de ne pas se fier trop aveuglément aux résultats donnés par les catalogues d'essais de profils en soufflerie. En effet, le nombre de Reynolds a pour effet, lorsqu'on passe aux avions de vol, de réaliser une certaine unification entre les divers profils, en relevant davantage les  $C_x$  maximum particulièrement bas en soufflerie.

3,213.1 Effet sur les performances.

Étudions l'influence du profil sur chacune des catégories de performances qu'on peut rechercher.

3,213.11 Pour la vitesse, il est désirable, bien entendu, d'avoir un  $C_x$  minimum aussi faible que possible, puisque, comme nous l'avons vu en 3,201, le vol de vitesse s'effectue en général au voisinage du  $C_x$  minimum.

En ce qui concerne les performances de la deuxième famille (montée, plafond, décollage), la caractéristique à rechercher sera plutôt une bonne valeur minima de  $C_x^2/C_z^3$ , c'est-à-dire des caractéristiques intéressantes à l'angle d'attaque du plafond.

Pour le vol plané et l'autonomie, les profils de grande finesse seront les meilleurs. Mais nous avons vu plus haut que, si on a été conduit par d'autres raisons à retenir un profil qui ne soit pas particulièrement brillant à cet égard, on peut améliorer ce point en agissant sur l'allongement.

3,213.12 En ce qui concerne l'ensemble de la manœuvre d'atterrissage, les desiderata auxquels il s'agit de satisfaire sont contradictoires. En effet, en cas de panne, l'avion doit avoir la possibilité de descendre sous la plus faible pente possible, pour gagner un terrain optimum pour un atterrissage de fortune : ceci conduit à désirer une grande finesse. Mais, d'autre part, au voisinage immédiat du sol, après avoir franchi les obstacles bordant le terrain choisi, il ne doit plus planer indéfiniment, mais au contraire pouvoir descendre sous une très forte pente, sans augmenter sa vitesse, pour atterrir dans la plus faible longueur possible, et ceci tout en conservant une vitesse verticale de descente assez réduite pour que le choc à l'atterrissage ne soit pas excessif.

Pour diminuer la vitesse d'atterrissage elle-même, on est conduit à rechercher des profils donnant un  $C_x$  maximum très élevé : cette caractéristique est souvent incompatible avec celles recherchées pour les autres performances, et notamment avec un faible  $C_x$  minimum.

3,213.13 Finalement, ces diverses caractéristiques contradictoires sont impossibles à réunir avec un même profil fixe. C'est pourquoi on a tourné la difficulté en faisant varier le profil, et par conséquent la configuration de la voilure pour l'atterrissage, au moyen de dispositifs hypersustentateurs que le pilote manœuvre à volonté, afin d'adopter à chaque instant le mode de descente planée qui convient le mieux aux circonstances.

Nous examinerons plus loin le détail de ces dispositifs.

### 3,213.2 Autres considérations.

3,213.21 Le profil d'aile n'intervient pas que sur les performances, mais aussi sur les qualités de vol, en particulier par ses caractéristiques d'autorotation. Il est souhaitable en particulier que la pente négative de la polaire au delà du  $C_L$  maximum soit aussi faible que possible, et que le sommet de la courbe soit très « étalé ».

Nous verrons cette question plus en détail ci-après en 3,324.

Notons aussi que le choix du profil est étroitement conditionné par la construction que nous étudierons au chapitre IV.

En effet, la structure générale d'une aile comporte toujours une charpente travaillant à la flexion sous l'action des réactions aérodynamiques. Il y aura économie de poids s'il est possible de loger à l'intérieur des ailes des membrures de grande hauteur, donc de grande inertie. Il y a donc toujours intérêt, au point de vue construction, à utiliser des profils de la plus forte épaisseur possible, et certains modes de construction peuvent exclure les profils minces.

Des raisons d'aménagement de voilure, telles que le logement d'atterrisseurs escamotables ou d'armes d'ailes, peuvent également conduire à retenir finalement un profil plus épais qu'on ne l'eût fait a priori pour des raisons purement aérodynamiques.

3,213.22 Heureusement, rien n'oblige à conserver le même profil d'un bout à l'autre de l'envergure, et c'est ainsi qu'on arrive, là encore, à tourner la difficulté et à réaliser l'indispensable compromis. Sans changer trop profondément la nature du profil, c'est-à-dire en restant généralement (1) dans une même « famille », on fera évoluer les caractéristiques, et notamment l'épaisseur relative, au mieux des circonstances locales. Par exemple une aile d'avion de chasse dont l'épaisseur atteindra 21 % à l'emplanture, pour escamoter la roue, pourra comporter des profils à 14 % vers le milieu de l'envergure, et descendra même à 10 % vers l'extrémité. Nous verrons en 8,322 l'intérêt de cette évolution des profils pour la résistance de construction et l'économie de poids.

### 3,213.3 Caractéristiques des divers profils.

Les caractéristiques aérodynamiques d'un profil dépendent principalement de son épaisseur relative (2), et du tracé de la ligne de courbure moyenne dont les formes variables donnent au profil des silhouettes différentes. Quelques-unes des silhouettes les plus caractéristiques sont données dans la figure 3,213.3.

On distingue :

1° Les lignes de courbure sans inflexion, auxquelles correspondent :

— les profils biconvexes, comprenant comme cas particuliers les profils symétriques à courbure moyenne nulle (ex. : RAF 30), et les profils plats, dont l'intrados est une droite, sur une longueur plus ou moins grande; la plupart des profils récents sont biconvexes (ex. : NACA 23.012).

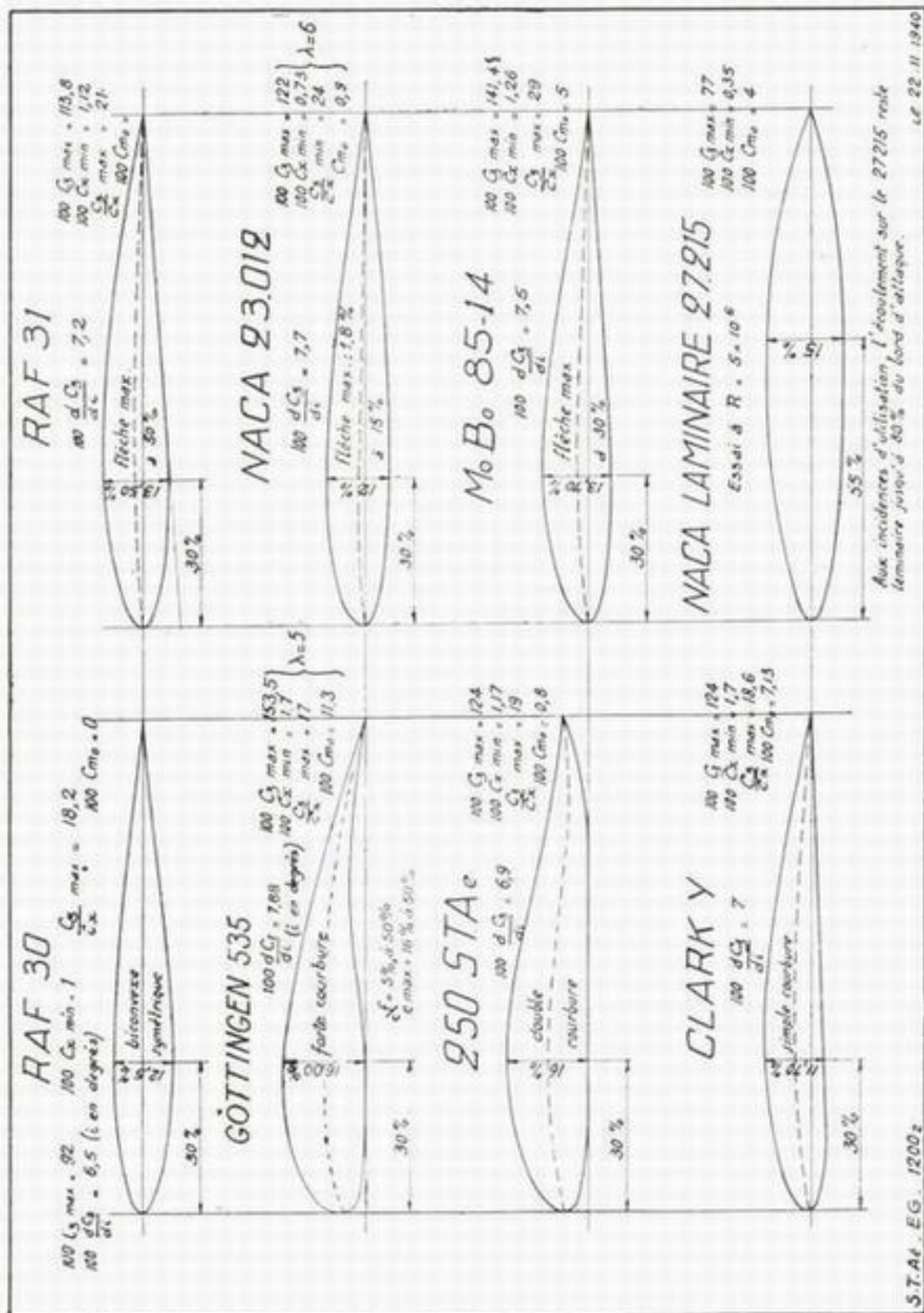
Les profils laminaires, dont nous avons parlé en 3,113.22 sont habituellement bi-convexes (ex. NACA 27.215).

— les profils creux, à intrados concave, dont la ligne de courbure moyenne présente une forte courbure (ex. : Göttingen 535).

(1) Encore n'est-ce pas toujours le cas : certains planeurs de vol à voile, notamment, comportent des profils concaves à l'emplanture et des profils biconvexes à l'extrémité.

(2) Pour la définition des termes employés ici, se reporter à l'Annexe XIII.





2° Les lignes de courbure dont la partie arrière présente une inflexion, auxquelles correspondent les profils dits « à double courbure » dont l'extrados est nécessairement concave (1) (ex. : STAé 250).

3,213.31 On peut résumer comme suit l'influence de la forme géométrique sur les caractéristiques aérodynamiques des profils :

3,213.311 *Épaisseur relative.*

L'épaisseur relative d'un profil d'aile est le rapport de sa plus forte épaisseur à sa profondeur.

On appelle en général :

— ailes minces celles qui ont une épaisseur relative moyenne de l'ordre de 9 % (pouvant aller d'environ 12 % à l'emplanture à 6 % à l'extrémité).

— ailes moyennes celles qui ont une épaisseur relative moyenne de l'ordre de 12 % (pouvant aller de 15 % environ à l'emplanture à 8 % aux extrémités).

— ailes épaisses celles dont l'épaisseur relative à l'emplanture dépasse franchement 15 % (on rencontre jusqu'à 22 %).

Pour des profils ayant la même ligne de courbure et la même loi de répartition d'épaisseur le long de la corde :

— La portance maximum  $C_z$  croît jusqu'à une épaisseur relative de 12 % environ et décroît ensuite.

— La traînée minimum  $C_{xm}$  augmente avec l'épaisseur relative.

— Le coefficient de moment  $C_{mo}$  décroît avec l'épaisseur relative (influence faible).

3,213.312 *Courbure.*

Pour une même épaisseur relative, la ligne de courbure moyenne intervient par la valeur  $f/c$  de sa flèche maximum — qui pour les profils usuels est généralement comprise entre 0 et 5 % — et la position  $d/c$  de cette flèche par rapport au bord d'attaque — qui varie beaucoup d'un profil à l'autre : on trouve couramment de 15 à 50 % de la corde.

— La portance maximum  $C_z$  croît avec la courbure.

— La traînée minimum  $C_{xm}$  augmente avec la courbure et les profils symétriques sont ceux qui ont le plus faible  $C_{xm}$ .

— Le coefficient  $C_{mo}$  est sensiblement proportionnel à la courbure et augmente notablement avec  $d/c$ .

3,213.32

Les méthodes théoriques de Joukowski, Karman-Trefftz, Giraud, etc..., donnent des moyens analytiques pour tracer des profils d'ailes à partir d'un cercle, avec prédétermination mathématique de la valeur et de la position de la poussée.

Inversement, une autre méthode théorique due à MM. Girerd et Servant, de la S. N. C. A. du Sud-Ouest, permet, en partant d'un profil expérimental ou empirique quelconque, de rétablir avec une bonne approximation la correspondance analytique avec le cercle, et par conséquent de déterminer mathématiquement la valeur de la portance et de la traînée, et surtout les variations qu'on peut obtenir dans ces valeurs par des retouches appropriées de la forme du profil.

Nous n'avons pas à entrer ici dans le détail de ces méthodes. Terminons en disant un mot des profils américains déterminés par le NACA, et de leur mode de désignation.

(1) La réciproque n'est pas vraie : de nombreux profils ont un extrados à double courbure, sans que pour cela leur ligne de courbure soit elle-même à double courbure : exemple profil MB 85-14, fig. 3, 213.3.

TABLEAU 3.213.33

## CARACTÉRISTIQUES DE DIVERS PROFILS D'AILE

Origine	Réf.	Allongem <sup>t</sup>	100 C <sub>x</sub> min.	100 C <sub>x</sub> max.	i à C <sub>x</sub> max.	Finesse max.	100 C <sub>m</sub>	C <sub>x</sub> max. C <sub>x</sub> min.	Épaisseur relative %
STAé.....	237	5	1,34	118	16°	24	6,5	87,5	10,4
.....	250	5	1,14	124	20°	20,6	0,8	108	16,4
GÖTTINGEN.....	478	5	1,39	132	16°	22,03	0	94,3	13,35
.....	479	5	1,19	116	14°6	21,6	8	92,9	11,6
.....	535	5	1,7	153,5	17°4	17	11,3	90,5	16
.....	591	5	1,74	130	15°5	19,7	8	74,3	11,2
.....	650	5	1,39	135	15°5	21,6	12	96,6	13,4
.....	692	5	1,39	139	20°5	21,6	11,5	99,3	16,1
NACA M. 12.....	517	6	0,7	130	18°	21,9	0,64	186	11,93
CLARK Y.....	584	6	1,7	124	14°	18,6	7,13	73	11,70
RAF 32.....	608	6	1,7	131	15°	18	13,1	77	12,68
NACA (460).....	0006	6	0,65	88	13°	23,8	0,2	135	6
.....	0012	6	0,83	153	17°	22,2	0,2	184	12
.....	2409	6	0,82	151	14°	23,1	4,4	189	9
.....	2421	6	1,28	135	16°	17,9	3,6	106	21
.....	2509	6	0,83	138	13°	22,9	5,2	170	9
.....	4406	6	0,89	123	10°	24,2	8,7	162	6
.....	4409	6	0,86	160	15°	22,9	8,6	186	9
.....	4412	6	0,96	165	16°	22,1	8,9	179	12
.....	4421	6	1,33	137	19°	17,7	7,1	104	21
.....	4712	6	1,1	182	18°	20,7	14,3	175	12
.....	6312	6	1,15	166	14°	20,9	11	163	12
.....	6321	6	1,45	137	17°	17	9	95	21
.....	6412	6	1,17	167	15°	20,8	13,2	160	12
.....	6509	6	1,19	171	15°	21	15,8	171	9
.....	6521	6	1,55	149	19°	16	12,9	97	21
.....	6712	6	1,35	195	18°	18,6	20,6	155	12
RAF.....	30	5	1	91,6	14°9	18,8	0	91,6	12,5
.....	31	6	1,12	113,8	11°1	21	0,9	101,5	12,7
NACA.....	23-009	6	0,7	125	18°	23	0,9	179	9
.....	23-012	6	0,73	122	18°	24	0,9	167	12
.....	23-021	6	1,2	130	20°	48	0,5	108	21
.....	27-215	6	0,35 (1)	77	16°1	20	4	220	15
M. B. ....	85-14	13 (panneaux)	1,26	141,4	15°	29	5	112	12,8

(1) Cette valeur correspond à un essai au tunnel NACA à faible turbulence pour un nombre de Reynolds compris entre  $4,5 \times 10^6$  et  $5,5 \times 10^6$ .

Ces profils sont généralement tracés à partir d'une courbe algébrique appelée squelette, choisie a priori comme ligne de courbure, et d'un profil symétrique de base, de l'épaisseur relative désirée. Ils ont été longtemps repérés par 4 chiffres mettant en évidence respectivement la flèche relative maximum de la ligne de courbure ( $f/c$ ) (1), la position de cette flèche maximum ( $d/c$ ) et (les deux derniers) l'épaisseur relative  $e/c$ . A titre d'exemple, le profil 4312 présente une flèche maximum d'environ 4 %, située à 30 % environ du bord d'attaque, et son épaisseur relative est de 12 % (voir rapport NACA N° 391).

Actuellement, on utilise des désignations à cinq chiffres, ou même davantage dans certains cas. La signification du premier et des deux derniers chiffres reste la même que précédemment; par contre l'indication relative à la forme du squelette, et notamment à la position de la flèche maximum, est donnée par deux chiffres au lieu d'un, selon des règles assez complexes dont les résultats pratiques sont variables selon les familles de profils. Pour la famille à laquelle appartient le 23.012, par exemple, le 2<sup>e</sup> et le 3<sup>e</sup> chiffres représentent, en fait, le double de l'abscisse (en % de la corde) de la flèche maximum. Par exemple : le profil 23.012 a une flèche maximum d'environ 2 % (en réalité 1,8 %), située à 15 % du bord d'attaque, et une épaisseur relative de 12 %.

3.213.33 Le tableau ci-contre résume les caractéristiques aérodynamiques d'un certain nombre de profils, anciens et récents, choisis à titre d'exemples dans des catégories très différentes — quelques-uns d'entre eux sont dessinés dans la figure 3,213.3.

Pour l'interprétation de ce tableau, il est essentiel d'attirer une fois de plus l'attention sur le fait que *les résultats ne sont comparables que lorsque sont réalisées les mêmes conditions d'expérimentation.*

On peut comparer entre eux les résultats donnés par le NACA à une même époque : par exemple, ensemble des valeurs données dans le tableau 3,213.33 pour des profils de forme et d'épaisseur différentes, sous la référence NACA 460.

## 3.214 CHOIX DE L'HYPERSUSTENTATION

### 3.214.0 Critères d'un dispositif hypersustentateur.

Les critères principaux seront les accroissements apportés par l'hypersustentateur aux principales caractéristiques du profil de base affectées par sa présence, à savoir :

— Portance maximum,

— Valeur minimum de l'expression  $\frac{C_x^2}{C_z^3}$

— Finesse  $C_z/C_x$ , qu'on peut considérer en divers points de la polaire : on considère surtout, en général, sa valeur maxima et sa valeur au  $C_z$  de décolage.

—  $\frac{dC_z}{di}$  au delà du  $C_z$  maximum (tendance à l'autorotation — voir ci-après en 3,324).

Il faut y ajouter :

— la modification, souvent considérable, apportée à l'incidence à laquelle se produit le  $C_z$  maximum.

— un critère constructif (simplicité de réalisation du dispositif, de son mouvement, de son guidage et de sa commande), qui n'a rien à voir avec les

(1) Arrondie en nombres entiers % de la corde.



précédents, mais qui n'est pas moins fondamental à prendre en considération dans le choix final qui sera fait.

Notons que la comparaison précise des divers dispositifs hypersustentateurs entre eux est une tâche extrêmement ardue et quasi impossible chaque fois que l'expérimentation n'a pas été faite dans des conditions rigoureusement identiques, c'est-à-dire pratiquement dans la même soufflerie, avec les mêmes dimensions de maquette (influence considérable du nombre de Reynolds), la même turbulence et le même dispositif d'essais entre panneaux, car les résultats dépendent beaucoup aussi de l'allongement, selon une loi d'ailleurs encore mal connue — et la détermination de l'allongement fictif équivalent à l'allongement réalisé dans un dispositif donné est délicate et sujette à caution.

Pour ces mêmes raisons, il faut faire des réserves importantes quant à l'extrapolation à l'avion de vol des résultats obtenus en soufflerie en cette matière. Des surprises sont toujours possibles, et une confirmation par des essais en vol est indispensable.

### 3,214.1 Dispositifs de bord d'attaque.

3,214.11 Étudions d'abord les hypersustentateurs qui affectent le bord d'attaque, c'est-à-dire les dispositifs de fente.

Ces dispositifs consistent à mettre en avant du bord d'attaque un petit volet d'où résulte une fente, qui assure aux grands angles un écoulement meilleur sur l'extrados et qui évite les décollements.

Ils ont généralement pour effet :

— d'augmenter le  $C_x$  maximum de 35 à 40 % environ dans les cas les meilleurs;

— d'augmenter beaucoup l'incidence à laquelle se produit ce maximum (cette incidence passe de  $15^\circ$  environ à près de  $25^\circ$ ). Cette circonstance est gênante pour tirer un parti avantageux de l'accroissement de  $C_x$ . Son avantage est de permettre le vol à des angles d'attaque très importants et d'éviter ainsi au pilote d'atteindre le  $C_x$  maximum sans s'en apercevoir;

— d'aplatir beaucoup le sommet de la polaire, en évitant des chutes brusques de portance au delà du  $C_x$  maximum.

Bien qu'elles ne soient pas un dispositif hypersustentateur remarquable, les fentes de bord d'attaque présentent donc certains avantages, surtout en bout d'aile. En raison du troisième effet signalé ci-dessus, elles diminuent, comme nous le verrons en 3,324, le risque d'autorotation aux extrémités d'ailes. En même temps, elles favorisent l'action des ailerons qui, sans cela, risqueraient, aux grands angles d'incidence, de travailler dans une zone de décollements et n'auraient plus qu'un effet très réduit.

On se rappelle (réf. 1,122.21) que pour atteindre leur pleine efficacité, les fentes exigent certaines précautions dans le tracé en plan de l'aile.

D'après des expériences systématiques faites par le NACA en 1931 et 1933 (rapports techniques n<sup>os</sup> 400 et 472), la forme et les dimensions du volet ont beaucoup moins d'importance que sa position. La figure 3,214.11 indique une des dispositions les plus satisfaisantes.

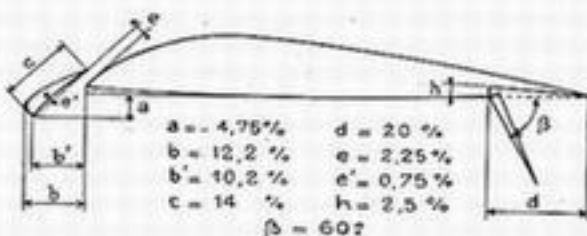


Fig. 3,214.11.

Le volet auxiliaire porte une partie relativement importante de la charge aérodynamique totale : nous en verrons les conséquences en 4,612.3.

3,214.12

Les fentes peuvent être soit fixes, soit mobiles.

Les fentes fixes à volet auxiliaire, les plus répandues, ont été utilisées surtout sur des appareils de tourisme ou avions légers : Fieseler « Storch », par exemple. En France elles figurent sous le nom de « becs de sécurité » sur plusieurs Potez (36, 43, 58). Elles ont l'inconvénient dans le vol à faible incidence (vol de vitesse) de majorer la traînée de l'aile nue, parfois de 50 % et même davantage.

On a tenté de réduire cette traînée supplémentaire par l'emploi de fentes taillées dans l'épaisseur même de l'aile (système adopté, par exemple, aux extrémités d'ailes du Lockheed 14). Le résultat a été décevant, même lorsqu'on a cherché à situer les ouvertures d'entrée et de sortie d'air dans des régions d'égale pression aux incidences du vol de vitesse, afin que l'air n'y circule pas à ces incidences mais seulement à celles correspondant au plafond et au  $C_x$  maximum.

Les fentes mobiles peuvent être commandées, comme dans l'hydravion transatlantique Potez-SNCAN 161. La commande peut être mécanique ou faire appel à une énergie de servitude de bord (pneumatique, hydraulique ou électrique).

Les fentes mobiles peuvent aussi être automatiques, c'est-à-dire libres, s'ouvrant d'elles-mêmes lorsque l'aile atteint l'incidence opportune.

En effet, le point de séparation des pressions et des dépressions locales sur l'extrados de l'aile avance lorsque l'incidence augmente. Si le petit volet constituant le bec de la fente se trouve dessiné de telle façon qu'il puisse offrir une surface suffisante à la dépression pour compenser l'effet de la pression au bord d'attaque, à une certaine incidence il sortira spontanément. Il suffira de le fixer sur des rails à glissières ou de le suspendre par un quadrilatère articulé pour qu'il s'ouvre. C'est le cas d'un très grand nombre d'avions Handley-Page, notamment le « Halifax » et le « Hampden » — ainsi que du petit de Havilland « Moth » de tourisme.

Enfin les fentes peuvent être automatiques mais verrouillables. En effet, l'un des inconvénients des fentes libres est qu'elles risquent de s'ouvrir intempestivement, en particulier d'une manière dissymétrique au cours d'acrobaties. Aussi sur les avions acrobatiques on prend soin souvent de verrouiller les fentes, lorsqu'elles ne sont pas commandées. On peut le faire, par exemple, par la commande d'un dispositif hypersustentateur de bord de fuite. Ainsi, dans la première version du Messerschmitt 109, la commande du volet de courbure introduisait un verrou dans un logement prévu à l'arrière des potences mobiles qui supportaient les fentes.

Il y a d'autres dispositifs de bord d'attaque qui participent plus ou moins de principes analogues. On peut mentionner ainsi le dispositif Mattioli qui consiste en un petit fil rond, fixe, tendu en avant et le long du bord d'attaque, et qui équipait, par exemple, l'avion-école Caproni 164. Les fentes peuvent enfin être multiples, quoique le bénéfice qu'on peut attendre de cette disposition ne paraisse pas en rapport avec les complications qu'elle entraîne.

3,214.2

### Dispositifs de bord de fuite.

Les dispositifs de bord de fuite sont légion. Nous ne pouvons prétendre les passer tous en revue. Bornons-nous à indiquer à leur sujet quelques considérations générales et à décrire rapidement quelques-uns des plus répandus.

3,214.21 *Considérations générales.*

On peut distinguer des dispositifs sans effet de fente, dans lesquels l'accroissement de portance s'accompagne généralement d'une forte augmentation de traînée, et qui conviennent donc bien pour l'atterrissage mais sont impropres à faciliter le décollage — et des dispositifs à fente qui donnent une portance élevée avec un accroissement de traînée qui peut être faible ou fort selon leur braquage.

En se plaçant à un autre point de vue, on peut distinguer des dispositifs qui ne dépassent pas hors de la profondeur du profil et laissent inchangée la surface de l'aile, — et d'autres qui augmentent cette surface soit en permanence (cas du volet Junkers extérieur au profil, dont nous parlerons ci-après), soit par déboîtement lors de leur braquage (cas du volet Fowler) : il faut alors avoir bien soin de dire à quelle surface de référence on rapporte les résultats obtenus, car si c'est à la surface de l'aile nue, les chiffres peuvent faire illusion sur le « rendement hypersustentateur », puisqu'ils cumulent un effet de surface variable avec l'effet hypersustentateur proprement dit.

Il est assez remarquable de constater que les charges aérodynamiques supportées par le volet hypersustentateur, et qui doivent servir de base au calcul de sa structure, sont assez sensiblement les mêmes quel que soit son principe. Au contraire, les moments de charnière servant à déterminer les efforts dans les timoneries de commande sont très différents d'un type à l'autre et dépendent en particulier des possibilités de déport d'axe et de compensation aérodynamique que permet leur principe.

Du fait que ces dispositifs sont au bord de fuite, ils engendrent en général, contrairement aux dispositifs de bord d'attaque, un couple piqueur notable lorsqu'ils sont braqués. Du fait qu'ils augmentent tous la courbure de l'aile, l'angle d'attaque réel, à égalité d'incidence du profil de base, est augmenté; par conséquent, l'incidence correspondant au  $C_x$  maximum avec hypersustentateurs braqués se trouvera diminuée, par rapport à celle du  $C_x$  maximum sans hypersustentateurs.

Si l'on compare les fentes et les volets, on voit donc qu'à l'atterrissage les volets permettent d'obtenir le maximum de portance pour un cabrage de l'appareil inférieur à celui qui serait nécessaire pour atteindre la portance maximum du profil de base non altéré, ce qui est avantageux pour raccourcir la hauteur de l'atterrisseur (réf. 1,121.31) alors que les fentes n'auraient toute leur efficacité que pour une incidence incompatible avec l'assiette des avions à l'atterrissage. On les utilise d'ailleurs souvent simultanément (Messerschmitt 109, Handley-Page « Halifax »).

















3,214.22 *Description de quelques dispositifs.*

3,214.221 Nous commencerons par décrire des dispositifs déjà anciens, dont la découverte et la mise au point en soufflerie remonte à une douzaine d'années environ (1933 et années antérieures). Le tableau 3,214.221 donne une illustration de la plupart d'entre eux avec les principaux résultats obtenus lorsqu'on prend pour profil de base un bon profil moyen de l'époque (Clark Y<sup>(1)</sup> — voir fig. 3,213.3).

3,214.221.1 Le plus simple des dispositifs de bord de fuite sans fente est l'aileron de courbure ou volet simple. C'est aussi le plus ancien, puisque certains avions de

(1) Les valeurs numériques données pour ce profil diffèrent de celles déjà indiquées dans la fig. 3,213.3 et dans le tableau 3,213.33 parce que les essais n'ont pas été faits à la même époque ni dans les mêmes conditions d'allongement, de nombre de Reynolds et de turbulence. Peu importe ici, puisqu'il s'agit seulement de fournir une base pour des comparaisons d'hypersustentateurs.



Désignation		Angle de braquage	Corde de volet en % de la corde du profil de base	Portance maximum	Facteur d'écart de vitesse	Finesse au maximum de portance	Angle d'attaque du profil de base à la portance maximum	Tous en % d'augmentation de la portance		Références des rapports du NACA
								Par rapport au profil de base	Par rapport au volet d'intrados	
Profil de base				1,291	85,0	7,6	15°			TR 427
Volet simple		45°	30%	1,950	128,2	4,0	12°	51%		TR 427
Volet d'intrados braqué sans déplacement arrière		50°	30%	2,16	138,5	4,3	14°	67%		TN 422
Volet mince braqué avec mouvement en arrière (ZAP)		60°	30%	2,35	150,8	3,7 approx	13°	82%	9%	TN 428
Volet mince braqué avec déplacement à 90° de la corde.		54°	40%	2,222 <sup>(2)</sup>	142,2 <sup>(1)</sup> 161 <sup>(2)</sup>	3,8	13°	72%	3%	TN 422
Volet à fente		45°	30%	1,980	120,5	4,0	12°	53%		TR 427
Double fente et volet		45°	30%	2,442	117,5	4,0	16°	89%	13%	TR 427
Fente fixe prise dans le profil de base				1,772	73,8	5,3	24°	37%		TR 427
Fente automatique Handley-Page <sup>(1)</sup>				1,632 <sup>(1)</sup>	114,2 <sup>(1)</sup>		28°	26%		TR 400
Fente avant NACA 22 sur aile non découpee avec bord d'attaque arrondi		Fente -45°	Fente 14,5%	1,78 <sup>(1)</sup>	97,7 <sup>(1)</sup> 114,2 <sup>(2)</sup>	4,8	30°	38%		TN 459
Fente avant et volet simple		45°	30%	2,182	91,0	3,8	19°	69%	1%	TR 427
Fente avant et volet à fente		45°	30%	2,261	93,2	3,8	19°	75%	5%	TR 427
Fente triple et volet		45°	30%	2,600	87,3	3,8	20°	101%	20%	TR 427
Aile Fowler Surface augmentée de 31% environ <sup>(1)</sup>		40°	40%	2,422	195,3 <sup>(1)</sup> 203 <sup>(2)</sup>	4,25	15°	88%	12%	TN 419
Aile Fowler avec fente avant NACA 22 et bord d'attaque arrondi		Fente -40° Volet +40°	Fente 14,5% volet 40%	2,49 <sup>(1)</sup>	137 <sup>(1)</sup> 199 <sup>(2)</sup>	3,76	21° + 0 25°	93%	15%	TN 459

(1) Basé sur la surface totale de l'aile  
 (2) Rapporté à la surface minimum

Fig. 3.214.221.



la fin de la guerre 1914-18 en comportaient des embryons, destinés d'ailleurs plutôt au freinage de l'appareil à l'atterrissage qu'à son hypersustentation proprement dite. Les expériences faites par le NACA (rapport technique 554) ont montré une chute notable de  $C_x$  maximum lorsqu'il existe un petit intervalle entre le bord d'attaque du volet et le reste de la voilure : cet intervalle devra donc être soigneusement obturé.

Si l'on fend un volet simple dans le sens de l'épaisseur et qu'on laisse fixe sa partie supérieure pour ne braquer que sa partie inférieure, on obtient le volet d'intrados (v. fig. 3,214.221.1 A) qui augmente la courbure de l'intrados sans déformer l'extrados.

La dépression et les décollements créés au bord de fuite par l'ouverture du volet accroissent fortement la traînée et produisent un effet de freinage important,

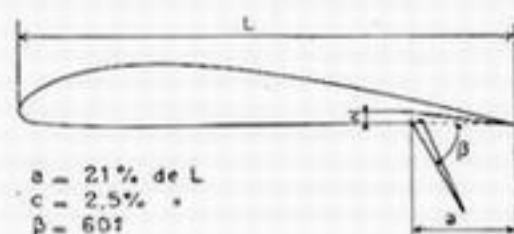


Fig. 3,214.221.1 A.

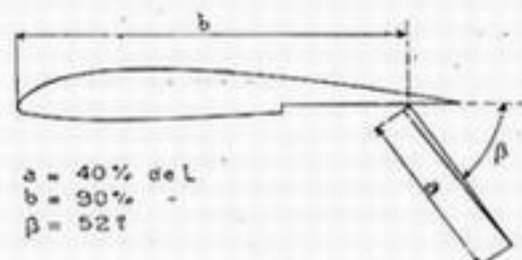


Fig. 3,214.221.1 B.

d'ailleurs très favorable à l'atterrissage, qui leur a fait donner en Amérique à leur apparition le nom d'« air brakes » (freins aériens). Dans certains cas, ces décollements peuvent engendrer des vibrations sur des empennages mal placés : il arrive alors que, pour réduire ces inconvénients, on perce les volets d'intrados de larges trous, qui diminuent d'ailleurs leur effet (c'est le cas de l'avion américain Northrop A 17 et du Douglas A 24 monomoteur de bombardement en piqué).

Les volets Zap (v. fig. 3,214.221.1 B) sont des volets d'intrados dont la charnière se rapproche du bord de fuite en même temps qu'ils se braquent, de telle façon que leur bord de fuite reste à l'aplomb de celui du profil nu. Notons en passant qu'un effet partiel dans ce sens peut être obtenu avec un volet d'intrados ordinaire en utilisant dans le bon sens un détail de réalisation : comme il est impossible de fendre réellement l'épaisseur du profil jusqu'au bord de fuite lui-même, du

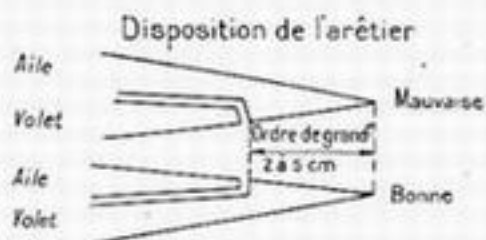


Fig. 3,214.221.1 C.

moins si l'on veut que celui-ci reste suffisamment aigu, il faut bien installer un arétier : on aura soin de l'incorporer au volet et non pas à la partie fixe comme cela a souvent été fait par mégarde sur les premières réalisations (v. fig. 3,214.221.1 C).

Tant pour le volet simple que pour le volet d'intrados, on obtient déjà le principal de l'accroissement de portance pour une profondeur de volet de 10 %.

seulement de la corde du profil nu. La portance augmente encore un peu si le volet croît jusqu'à 20 % (30 % pour le volet d'intrados), mais il n'y a pas intérêt à aller au delà. Le braquage correspondant au  $C_x$  maximum décroît lorsque la profondeur du volet croît ; il est de l'ordre de 60° pour une profondeur de 20 %. Enfin, l'effet hypersustentateur à égalité d'envergure des volets est plus fort lorsque ceux-ci sont au centre de l'aile qu'à l'extrémité, ce qui est heureux puisque l'extrémité est généralement réservée aux ailerons.

3,214.221.2

Dans les dispositifs comportant une fente, celle-ci peut exister en permanence, même en l'absence de tout braquage de l'hypersustentateur : c'est le cas du volet extérieur au profil (v. fig. 3,214.221.2) très utilisé par Junkers sous le nom d'« aile double » sur ses avions déjà anciens (Ju 52 et Ju 87, mais non Ju 88) et qui ne figure pas sur le tableau 3,214.221. On obtient ainsi, pour un braquage de l'ordre de  $30^\circ$  et une profondeur de volet de 20 à 30 % de celle de l'aile, une portance élevée ( $\Delta C_l$  max. = 0,85) avec une traînée relativement faible. La position du volet extérieur en hauteur a beaucoup plus d'importance pour ces résultats qu'un emplacement plus ou moins avancé.



Volet extérieur au profil

Fig. 3,214.221.2.

Mais, le plus souvent, la fente est créée par le braquage du volet, celui-ci étant au repos inclus dans le profil. Le cas le plus simple est celui du volet de courbure à fente, qui donne couramment un  $\Delta C_l$  max. de l'ordre de 0,7 et qui, moyennant une loi complexe de débattement mise en évidence plus récemment par le NACA, peut donner jusqu'à 1,25.

Les volets Fowler, dans lesquels le braquage s'accompagne d'un recul important du volet, produisent une augmentation de courbure et d'incidence accompagnée d'un effet de fente et d'une forte augmentation de surface. Leur guidage et leur fixation posent des problèmes constructifs délicats. Ainsi sur Lockheed 14 ils sont tenus par des glissières relativement nombreuses (5 sur chaque demi-aile) et assez disgracieuses au point de vue aérodynamique.

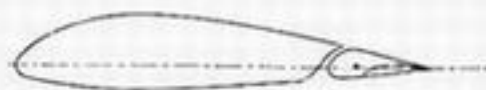
3,214.222

Depuis, on a cherché à faire encore mieux dans cette voie si importante pour le développement des fortes charges alaires.

Malheureusement il est difficile de faire des progrès substantiels sans s'orienter vers des solutions introduisant de fortes complications constructives.

A titre indicatif, il a paru intéressant de donner dans la fig. 3,214.222 A (v. ci-après) une récapitulation d'ensemble des résultats obtenus par une étude intéressante faite à la soufflerie de St-Cyr sous l'impulsion de la Société Nationale de Constructions Aéronautiques du Sud-Ouest, à propos de ses avions Bloch 175 et 157. Ces résultats, tous exécutés dans des conditions identiques, sont comparables entre eux.

La figure 3,214.222 B donne, de même, des résultats obtenus avec le dispositif Lemoigne, qui est une sorte de volet semi-Fowler avec une fente de bord d'attaque du volet (le déflecteur de cette fente, d'abord mobile par rapport au volet, a été ensuite rendu fixe par rapport à celui-ci pour éviter des complications cinématiques inextricables).



100  $C_l$  max = 3,00 ( $\beta = 32^\circ$ )  
 190  $C_x$  min = 1,8 ( $\beta = 0^\circ$ )  
 100  $C_m$  = 5,56 ( $\beta = 0^\circ$ )

Volet de courbure avec  
volet additif Fowler

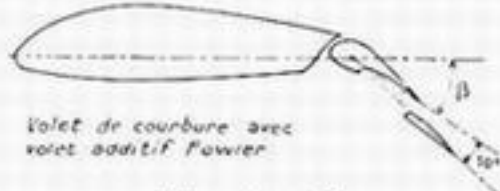


Fig. 3,214.222 C.

Dispositif hypersustentateur Bréguet.  
DU MERLE, AVIONS.

Mentionnons aussi le dispositif à double volet Bréguet (dont le schéma de principe est donné par la figure 3,214.22) dans lequel l'effet Fowler est recherché par rapport au volet lui-même et non par rapport à l'aile, et qui conduit dans les conditions optima à des valeurs de 100  $C_l$  maximum de l'ordre de 300.

De même, le volet NACA à double

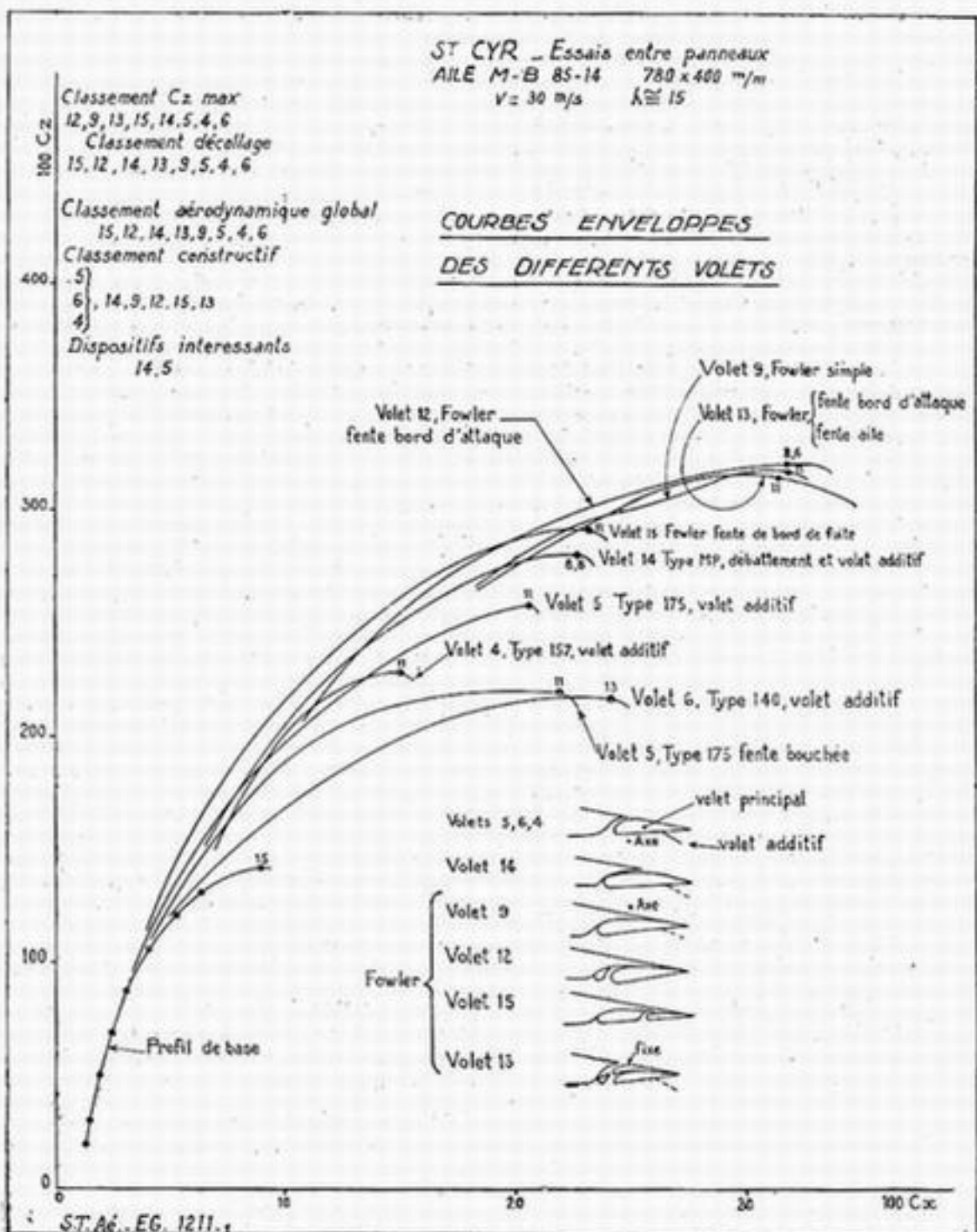


Fig. 3.214.222 A.  
 Hypersustentateurs S. N. C. A. S. O.

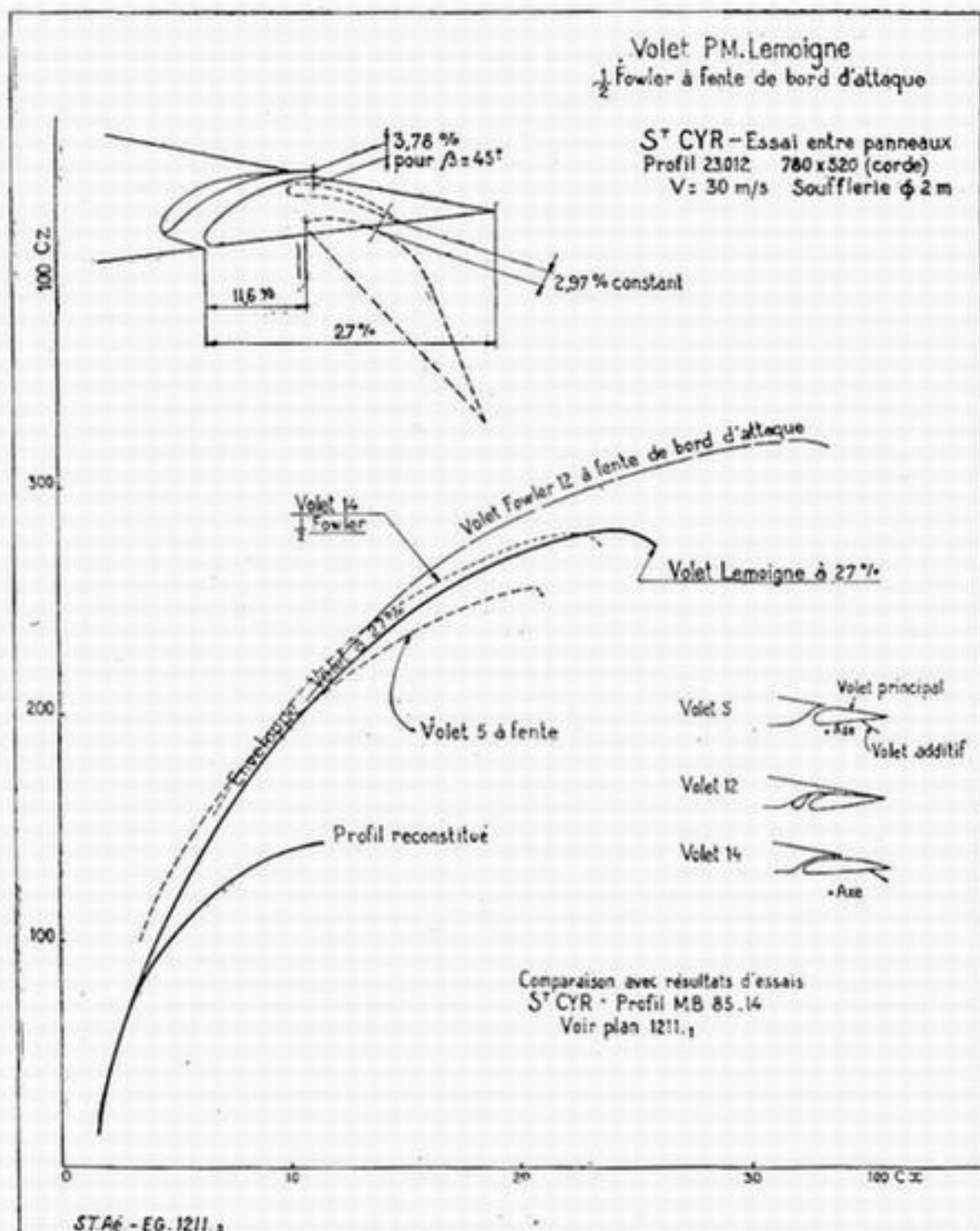


Fig. 3.214.222 B.  
 Volet Lemoigne.



fente, essayé sur le profil NACA 23.012, permet de dépasser légèrement 300 pour la valeur de  $100 C_x$  maximum.

### 3,214.3 Empennages.

Rien n'oblige évidemment à limiter l'hypersustentation à la voilure. Certains constructeurs ont eu l'idée de l'appliquer aussi aux empennages, notamment pour les cas où ceux-ci doivent donner de fortes portances ou travailler à des angles d'incidences élevés.

C'est surtout l'effet de fente qui est alors recherché. Ainsi l'empennage horizontal du Junkers 52 comporte un décalage vers le haut <sup>(1)</sup> du volet de profondeur, agissant par rapport au plan fixe comme le volet déporté, appelé « aile double » par ce constructeur, dont nous avons parlé en 3,214.21. De même dans les empennages verticaux bidérives du Junkers 86 et du Junkers 90, les gouvernails de direction sont déportés vers l'extérieur. Pour des raisons analogues, les deux dérives du Dornier 217 sont équipées de fentes fixes de bord d'attaque (visibles sur la vue d'ensemble à 19) destinées à assurer un écoulement convenable aux grands angles de dérapage qui peuvent résulter du vol avec un moteur stoppé.

## 3,215 *FORME EN PLAN, ÉPAISSEUR, GAUCHISSEMENT*

### 3,215.0 Généralités.

La disposition générale de l'aile conditionne étroitement, comme nous l'avons vu en 3,210.1, la répartition de la portance en envergure. Une bonne connaissance de cette répartition améliore la précision des calculs de résistance. Elle n'est pas sans intérêt non plus au point de vue des performances : une distribution aussi constante que possible de la portance le long de l'envergure est désirable pour obtenir le meilleur  $C_x$  maximum d'ensemble <sup>(2)</sup>; de plus n'oublions pas que la traînée induite dépend de l'angle induit, dont la distribution le long de l'envergure est liée à celle de la circulation  $c_z$ . Enfin, les répercussions sur les qualités de vol sont importantes, notamment en ce qui concerne les caractéristiques de décrochage et d'autorotation : nous y reviendrons plus en détail en 3,324.4.

### 3,215.1 Forme en plan.

#### 3,215.11 *Forme d'ensemble.*

Le calcul exact de la portance en chaque point de l'envergure est laborieux, parce que la détermination de la portance locale  $c_z$  en chaque section d'abscisse  $y$  suppose la connaissance de l'angle induit en cette section, et que celle-ci à son tour (voir formule (2) du paragraphe 3,210.12) suppose l'intégration d'une fonction où entre précisément la loi donnant  $c_z$  en fonction de  $y$  : c'est donc un cercle vicieux, qui oblige à procéder par approximations successives.

(1) À l'inverse des voilures, puisque comme nous l'avons vu en 1,411, l'empennage horizontal est généralement sous-porteur.

(2) Sous réserve de l'effet d'échelle, le nombre de Reynolds local pouvant avoir, comme nous l'avons vu en 3,210.3, une influence sur le  $C_x$  maximum.

On conçoit l'intérêt qui s'attache à posséder des abaques simplifiant la tâche. Signalons aussi l'ingénieux calculateur d'ailes imaginé par MM. Peres et Malzard, qui permet d'exécuter le travail par des mesures expérimentales dans une cuve électrique, grâce à l'étroite analogie qui existe entre les équations déterminant les écoulements aérodynamiques autour d'une aile, et celles qui régissent les phénomènes électriques autour d'un conducteur de même forme extérieure placé dans certaines conditions.

Rappelons que dans le cas particulier de l'aile elliptique (cf. 3,210.13) le coefficient unitaire de portance  $c_x$  est constant tout le long de l'envergure, quoique l'angle d'attaque réel ne soit pas égal à l'incidence géométrique, mais en diffère par la valeur de l'angle induit, lui-même constant d'un bout à l'autre de l'aile. Nous avons vu en 1,121.121 que des raisons industrielles de facilité de fabrication conduisent néanmoins à préférer en général un bord d'attaque et un bord de fuite rectilignes, c'est-à-dire à faire appel à une combinaison de rectangles et de trapèzes.

D'une manière générale, la répartition de  $c_x$  se rapproche d'autant plus d'une droite horizontale que la forme de l'aile se rapproche davantage d'une ellipse. C'est une des raisons pour lesquelles on a intérêt à doter les ailes d'extrémités arrondies, sur lesquelles nous reviendrons ci-après. Notons aussi qu'à ce point de vue, une forme discontinue, comportant une partie centrale rectangulaire et des extrémités trapézoïdales, peut se rapprocher de la forme elliptique mieux que le trapèze pur.

Cependant, moyennant certaines conditions dans ses proportions, l'aile trapézoïdale peut aussi, comme nous le verrons, présenter des caractéristiques aérodynamiques très voisines de celles d'une voilure elliptique : pour des raisons de continuité et de légèreté de la structure, on s'oriente donc très souvent sur les avions modernes vers cette forme d'aile. C'est pourquoi celle-ci a été étudiée en détail dans le document américain ANC-1 sur la distribution de la portance en envergure, publié en avril 1938 par les Départements américains de l'Armée, de la Marine et du Commerce. Nous allons résumer très brièvement quelques résultats marquants de cette étude.

### 3,215.12 *Effilement.*

3,215.121

Supposons d'abord que l'aile trapézoïdale soit entièrement homothétique, c'est-à-dire que le profil soit le même d'un bout à l'autre, toutes les sections étant semblables entre elles — et qu'il n'y ait pas de gauchissement aérodynamique, c'est-à-dire que les cordes de portance nulle soient toutes dans un même plan.

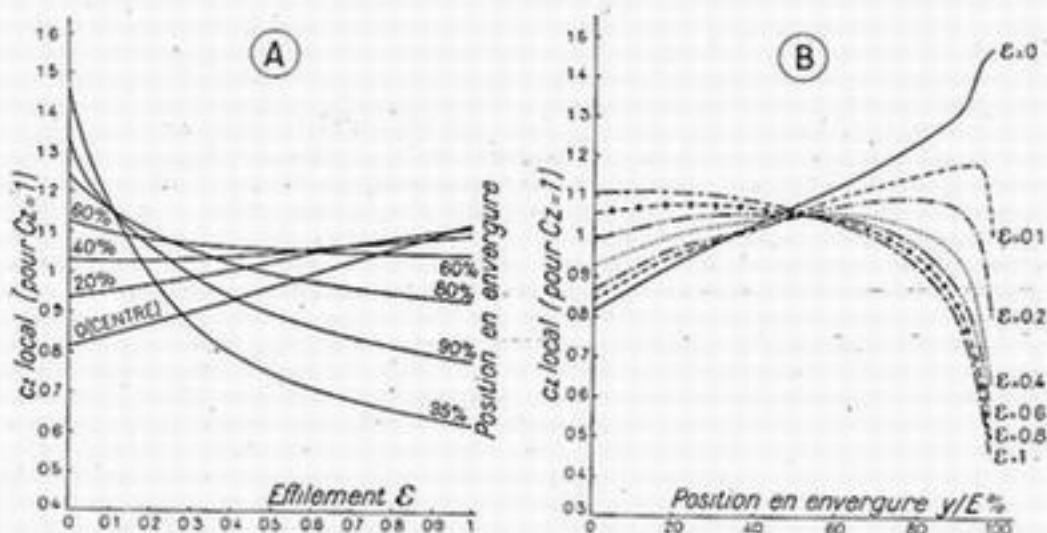
Lorsque l'aile est un trapèze pur (extrémités non arrondies), pour des valeurs données de  $S$  et de  $\lambda$ , sa forme est entièrement déterminée par l'effilement  $\varepsilon$ , que nous définirons avec ANC-1 (1) comme le rapport de la profondeur d'extrémité à la profondeur dans le plan de symétrie de l'avion, obtenue par prolongement des bords d'attaque et de fuite :  $\varepsilon = \frac{l_c}{L}$ . On peut donc chercher l'évolution de la portance en envergure en fonction de ce seul paramètre  $\varepsilon$ .

Par extension, nous conviendrons, avec le document ANC-1, lorsque les extrémités d'ailes sont arrondies, de considérer le trapèze circonscrit obtenu par prolongement des bords d'attaque et de fuite, et par la tangente à la courbe

(1) Malgré l'illogisme de vocabulaire se traduisant par le fait que plus une aile est « effilée » plus le nombre exprimant cet effilement est petit : l'aile d'effilement maximum (triangle) est caractérisée par  $\varepsilon = 0$ .

d'extrémité d'aile menée perpendiculairement à l'envergure : nous appellerons effilement d'une telle voilure le rapport  $\varepsilon$  appliqué à ce trapèze circonscrit.

3,215.122 Les graphiques 3,215.122 A et B donnent la répartition en envergure de la portance locale  $c_z$ , en fonction de l'effilement  $\varepsilon$  d'une aile trapézoïdale,



Répartition du  $c_z$  local en envergure dans une aile trapézoïdale ( $\lambda/m_0=1.5$ )

Fig. 3,215.122.

pour un  $C_z$  d'ensemble égal à 1 :  $c_z$  étant proportionnel à  $C_z$ , on peut en déduire la répartition pour toute valeur de  $C_z$ , tant qu'on ne sort pas de la partie rectiligne de la courbe  $C_z(i)$ .

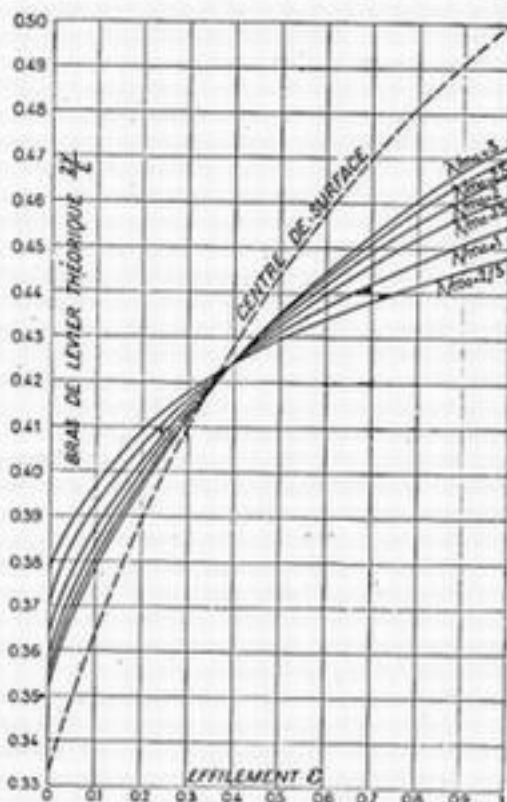


Fig. 3,215.122 C.

Pour être complet, il faudrait encore ajouter une correction empirique d'extrémité, sensiblement proportionnelle à  $C_z^2$  et affectant une longueur d'environ  $\frac{0,4}{\lambda} E$  en bout d'aile. Mais

cette correction est pratiquement négligeable dès que  $\varepsilon$  devient inférieur à 0,5, ou lorsque les extrémités sont convenablement arrondies : nous ne nous y étendrons donc pas ici, et ne l'avons signalé que pour recommander une certaine circonspection dans l'interprétation des courbes au voisinage des extrémités d'ailes.

En tout état de cause, on voit très bien que dans l'ensemble, plus une aile est effilée ( $\varepsilon$  petit) plus ses extrémités sont porteuses. Dans les cas extrêmes (aile presque rectangulaire, ou très pointue), cet effet est important pour les calculs de résistance et le dimensionnement de l'aile, donc aussi pour son poids de construction. Il se trouve

matérialisé par le diagramme 3,215.122 C, qui montre comment se déplace latéralement le centre de poussée sur une demi-aile lorsque varie l'effilement  $\varepsilon$ . Pour rendre la présentation plus parlante, nous avons tracé en pointillé la courbe donnant l'emplacement du centre géométrique de surface : on voit que les effets aérodynamiques dus à l'angle induit surchargent le centre dans le cas d'une aile peu effilée (aile rectangulaire :  $\varepsilon = 1$ ), la courbe réelle étant alors sous la courbe pointillée, et que les phénomènes s'inversent à partir d'un effilement de l'ordre de 0,4.

L'allongement (1) et le profil interviennent seulement par le rapport  $\frac{\lambda}{m_0}$ ,  $m_0$  étant la valeur *en allongement infini* de la pente  $\frac{dC_z}{di}$  de la droite donnant  $C_z$  en fonction de  $i$ . Lorsque ce rapport croît, les effets dont nous venons de parler sont atténués. Pour ne pas embrouiller les figures, nous n'avons tracé les diagrammes 3,215.122 A et B que pour  $\lambda/m_0 = 1,5$ , ce qui correspond à une valeur fréquemment rencontrée, par exemple avec  $\lambda = 8,5$  et  $m_0 = 5,7$ . Mais sur le diagramme 3,215.122 C on peut suivre les phénomènes lorsque  $\lambda/m_0$  varie de 0,66 à 3, ce qui couvre toute la plage des valeurs usuelles.

3,215.123

Le coefficient correcteur  $\sigma$  qui intervient dans l'expression de la traînée induite (voir formule (3) en 3,210.13) est donné par le diagramme 3,215.123

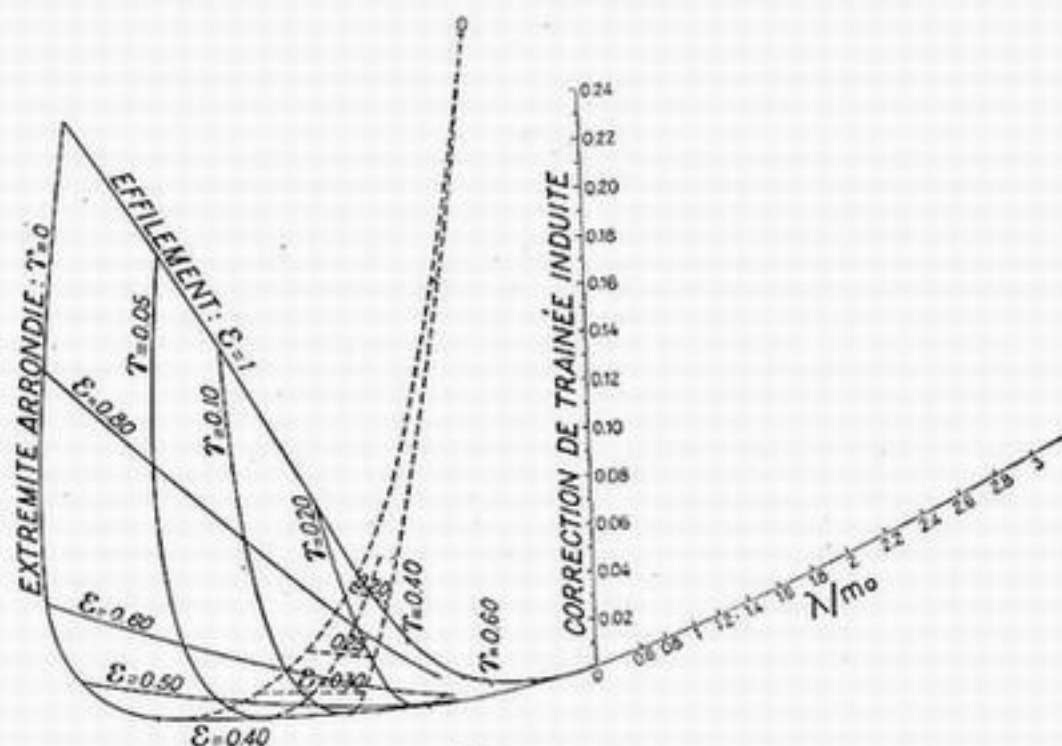


Fig. 3,215.123.

en fonction des paramètres précédents (2) et d'un nouveau paramètre  $\gamma$ , tout à fait empirique, par lequel on s'est efforcé de préciser la portion de l'aile inté-

(1) En toute rigueur, pour une aile à bout arrondi, il s'agit ici de l'allongement du trapèze circonscrit, légèrement plus faible que celui de l'aile réelle puisque la surface est un peu plus grande avec la même envergure.

(2) Contrairement au cas précédent, la graduation  $\lambda/m_0$  porte ici sur l'allongement  $\lambda$  de l'aile réelle, le diagramme tenant compte par le paramètre  $\gamma$  de l'effet d'extrémité arrondie.



ressée par l'extrémité arrondie : c'est la fraction de la demi-envergure le long de laquelle le bord d'attaque et le bord de fuite ne sont plus rectilignes.

Cet abaque montre qu'au point de vue de la diminution de la traînée, on a intérêt à éviter aussi bien les effilement excessifs que les effilements trop faibles : en gros, on se tiendra pour  $\varepsilon$  dans la région située entre 0,3 et 0,5 pour laquelle la voilure trapézoïdale est assez voisine de la forme elliptique : le diagramme 3,215.12 C montre d'ailleurs que pour la valeur moyenne de cette zone, soit  $\varepsilon = 0,4$  le centre de poussée aérodynamique est très pratiquement confondu avec le centre de surface.

On voit aussi que l'extrémité arrondie est d'autant plus utile et doit avoir un développement d'autant plus grand que l'aile est moins effilée; en particulier une telle extrémité est spécialement nécessaire dans l'aile rectangulaire où  $\varepsilon = 1$ . A l'extrême inverse, le point coté O sur le diagramme montre l'absurdité d'une aile purement triangulaire, effilée en pointe, qui présente d'autre part des inconvénients au point de vue du décrochage (voir en 3,324.4).

### 3,215.13 Divers.

Lorsque l'aile a de la flèche ou du dièdre, les caractéristiques précédentes en sont évidemment affectées. Les résultats expérimentaux actuellement disponibles ne sont pas encore assez complets pour se faire une idée précise de ces répercussions.

Il semble cependant que la flèche soit équivalente à une augmentation de l'effilement. Pour fixer les idées, une aile rectangulaire avec une flèche de  $30^\circ$  serait sensiblement équivalente à une aile trapézoïdale d'effilement  $\frac{1}{2}$ .

Les questions relatives aux ailes en flèche prennent un gros regain d'actualité depuis l'avènement des très hautes vitesses qui accompagnent la propulsion par réaction. Il est établi en effet que l'accroissement brusque de la traînée lorsque le nombre de Mach (1) franchit un certain seuil (généralement de l'ordre de 0,8) se trouve très atténué lorsque l'aile présente une flèche importante, de l'ordre de  $35^\circ$  pour la ligne des foyers. Cette disposition présente en outre l'avantage d'un amincissement fictif (lui aussi favorable aux grandes vitesses) pour une même épaisseur relative comptée perpendiculairement à cette ligne des foyers, donc pour une même hauteur possible des membrures (longerons). Malheureusement ces avantages se paient par des caractéristiques d'atterrissage moins bonnes et par des efforts de torsion importants dans la section d'emplanure.

A l'inverse de la flèche, le dièdre a théoriquement pour conséquence une certaine surcharge de la partie centrale de l'aile. Avec les angles très faibles habituellement utilisés, cet effet est pratiquement négligeable.

### 3,215.2 Épaisseur.

3,215.21 Nous avons vu en 3,213.311 que le  $C_x$  minimum d'un profil appartenant à une famille donnée croît avec l'épaisseur relative. On cherchera donc à réaliser les ailes aussi minces que le permettront les considérations de solidité, et par conséquent de poids de structure. Pour adapter au mieux l'épaisseur du profil aux possibilités constructives en chaque point de l'envergure, on amincit souvent l'aile vers l'extrémité, non seulement en épaisseur absolue par le seul jeu de la

(1) Rapport entre la vitesse vraie de l'avion et la vitesse du son à la même altitude.

forme en plan trapézoïdale et de l'homothétie, mais davantage encore en amincissant l'épaisseur *relative* : nous y reviendrons en 8,322.

3,215.22

Une telle évolution des profils entraîne forcément des répercussions sur la répartition de la portance en envergure, dont nous avons parlé au paragraphe précédent, mais nous allons voir que ces répercussions sont assez faibles en pratique.

Dans ce que nous avons dit plus haut, le profil intervient surtout par la grandeur  $m_o = \left(\frac{dC_z}{d\tau}\right)_\infty$  qui dépend de l'épaisseur relative (1).

Dans le cas simple où l'épaisseur *absolue* de l'aile varie linéairement le long de l'envergure (ce qui n'exclut pas une variation de l'épaisseur relative, les « points de convergence » des droites de contour de l'aile pouvant ne pas coïncider dans la vue frontale et dans la vue en plan) le produit  $lm_o$  varie aussi linéairement, et l'on peut valablement substituer à la voilure réelle une aile fictive d'effilement :

$$\varepsilon' = \frac{(m_o)_e}{(m_o)_s} \varepsilon$$

$(m_o)_e$  et  $(m_o)_s$  étant les valeurs de  $m_o$  respectivement pour le profil d'extrémité et pour le profil situé dans le plan de symétrie de l'avion. Pour les plus forts amincissements concevables ( $\varepsilon$  variant par exemple de 20 % à 4 %) le rapport  $\frac{(m_o)_e}{(m_o)_s}$  est de l'ordre de 0,9, c'est-à-dire que l'aile fictive est un peu plus effilée que l'aile réelle, le rapport  $\varepsilon$  étant diminué de 10 % au maximum.

Les diagrammes 3,215.122 A et B restent utilisables à condition d'y introduire  $\varepsilon'$  au lieu de  $\varepsilon$  et de multiplier la portance en chaque point par la valeur locale du rapport  $\frac{(m_o)_e}{(m_o)_s}$ , qui varie au maximum entre 1 et 0,9.

Si l'épaisseur absolue ne varie pas linéairement, on cherchera à moyenniser par une droite la courbe du produit  $lm_o$  le long de l'envergure et à rentrer ainsi dans le cas précédent.

Enfin, on peut encore se servir du diagramme 3,215.123, en y introduisant, au lieu des éléments relatifs à l'aile réelle, l'effilement fictif  $\varepsilon'$  déjà défini et un allongement fictif donné par la formule :

$$\lambda' = \lambda \frac{1 + \varepsilon}{1 + \varepsilon'}$$

D'après l'ordre de grandeur déjà donné pour  $\varepsilon'$  on voit que l'allongement fictif  $\lambda'$  est supérieur à l'allongement réel, de 5 % au maximum (cas où  $\varepsilon = 1$ ).

3,215.3

### Gauchissement aérodynamique.

3,215.31

Nous avons supposé jusqu'à présent que toutes les cordes de portance nulle des diverses sections de l'aile étaient contenues dans un même plan, c'est-à-dire que la voilure ne comportait aucun gauchissement aérodynamique. Or, il n'en est pas ainsi dans de nombreux cas. Pour diverses raisons, qui tendent généralement à éviter que les extrémités n'atteignent prématurément la portance

(1)  $m_o$  est une donnée expérimentale figurant au catalogue de profils. C'est souvent une fonction sensiblement linéaire de l'épaisseur *relative*, comme l'indique la formule approchée proposée par Diehl :

$$m_o = 2\pi - 4\varepsilon$$

qui convient bien à certaines familles de profils NACA (notamment la famille 23.000).

maximum, on donne souvent par construction aux sections d'extrémité une incidence moindre qu'aux sections voisines de l'emplanture.

Nous venons de voir en effet que dans les ailes très effilées ( $\varepsilon < 0,4$ ) l'extrémité est plus porteuse que l'emplanture, et que dans les ailes amincies, la pente  $\frac{dC_x}{di}$  est plus forte en bout d'aile : ces résultats qui — nous le répétons — n'ont été établis avec précision qu'en deçà du  $C_x$  maximum valent tout de même comme indication pour faire craindre un dépassement prématuré du  $C_x$  maximum en bout d'aile. Le braquage des ailerons vers le bas a des répercussions encore bien plus importantes à cet égard, et pour que le contrôle latéral reste assuré aux grandes incidences, il ne faut pas que ce braquage fasse dépasser trop facilement la portance maximum à la région intéressée de l'aile, qui est encore l'extrémité. Nous reviendrons d'ailleurs en 3,324.4 sur l'importance de ces questions pour éviter un départ en vrille dangereux, et nous signalerons en 12,112, dans le cas particulier des planeurs de vol à voile, une raison supplémentaire d'accroître cette disposition.

Voyons ce que devient la répartition de la portance et de la traînée induite lorsqu'il existe un gauchissement aérodynamique.

3,215.32

Les cordes de portances nulle n'ayant pas le même angle de calage en toutes les sections, lorsque la portance générale de l'aile est nulle il n'en est pas de même des portances locales dans toutes les sections particulières : c'est seulement leur somme qui est nulle. On distingue donc dans chaque section :

— une portance de base, due au gauchissement seul, et qui est la valeur de la portance locale  $c_x$  quand la portance générale  $C_x$  est nulle;

— une portance additionnelle due à l'angle d'attaque et qui est proportionnelle à celui-ci, et par conséquent à  $C_x$ , du moins pour toute la zone d'incidence pour laquelle  $C_x$  est une fonction linéaire de  $i$ .

Finalement,  $c_x$  étant lui-même une fonction linéaire de  $i$ , et donc de  $C_x$ , peut se mettre sous la forme :

$$c_x = c_{x_0} + c_{x_1} C_x$$

Dans le second membre, le premier terme exprime l'effet de gauchissement (portance de base) et le deuxième terme l'effet d'incidence (portance additionnelle).

3,215.33

La traînée induite suit évidemment la distribution de la portance. Son expression théorique est plus complexe que dans le cas où il n'y a pas de gauchissement; elle est en effet la suivante :

$$c_{xi} = c_{xi_0} + c_{xi_1} C_x + c_{xi_2} C_x^2$$

le terme du milieu, en  $C_x^2$ , matérialisant l'interaction entre les effets de gauchissement et d'incidence. Les deux premiers termes du second membre sont toujours faibles, comme le gauchissement lui-même; lorsque celui-ci disparaît, ils s'annulent et l'on retrouve la formule 3 du paragraphe 3,210.1. On voit en particulier que pour une aile gauchie, il existe une petite traînée induite de base même lorsque la portance générale  $C_x$  est nulle (1).

3,215.34

Jusqu'ici, nous avons parlé seulement d'un gauchissement aérodynamique permanent, obtenu de construction. Mais les mêmes effets peuvent provenir :

(1) En effet, la traînée induite étant toujours positive quel que soit le signe de la portance, la valeur moyenne de  $C_{xi}$  n'est pas nulle bien que celle de  $c_x$  le soit. De même, lorsque  $C_x$  n'est pas nul, la valeur moyenne de  $c_{xi}$  est supérieure au  $C_{xi}$  qui correspondrait à  $C_x$  dans une aile non gauchie.



- de braquages de volets de bords de fuite, qui peuvent être soit des dispositifs hypersustentateurs, soit des ailerons de manœuvre, l'action qui en résulte étant selon les cas symétrique ou dissymétrique d'une demi-aile à l'autre;
- de rafales (symétriques ou dissymétriques) ou d'accélération de roulis;
- de déformations élastiques de l'aile (question liée aux vibrations critiques dont nous dirons un mot en 4,03).

Pour le calcul de la répartition de la portance en envergure, destiné à servir de base aux calculs précis de résistance de la structure, on décompose ces différents effets de gauchissement en effets élémentaires symétriques et anti-symétriques (c'est-à-dire égaux et de signes contraires pour chaque demi-aile). Le détail de ces calculs sort du cadre du présent ouvrage : rappelons seulement qu'ils peuvent être généralement abrégés et facilités par l'emploi de méthodes physiques expérimentales, comme par exemple le calculateur d'ailes électrique Pères-Malavard dont nous avons déjà parlé.

### 3,22 - AFFINEMENT GÉNÉRAL

#### 3,221 *ÉLIMINATION DES TRAINÉES PARASITES*

Il faut d'abord lutter contre les résistances passives.

Tout ce qui dépasse de l'avion doit être supprimé impitoyablement. En particulier tous les guignols de commande, les masses d'équilibrage, et même les bouches à feu dans toute la mesure du possible, doivent être rendus internes autant qu'on le peut. Il y a d'ailleurs à cela une seconde raison : suppression des risques de givrage — Cf. 11,121.

Les trous et cavités doivent également être obturés aussi soigneusement que possible. Nous avons déjà parlé de cette préoccupation à propos des ouvertures dans l'aile pour l'escamotage des atterrisseurs (réf. 1,511.3). Mais on doit l'étendre aux moindres ouvertures : ainsi dans le Vultee V 11 A, les petits trous des revêtements servant à accéder aux points de démontage rapide du bord d'attaque (v. ci-après en 4,112.42) sont bouchés par de petites pastilles de caoutchouc. Dans le même ordre d'idées, les trous par où tirent les mitrailleuses à travers le bord d'attaque des avions de chasse britanniques sont obturés par une toile, collée à l'enduit, qui présente en même temps l'avantage de protéger, tant qu'elles n'ont pas encore tiré, les armes fixes intérieures, contre le froid et l'humidité, et de faciliter leur réchauffage (v. ci-après en 6,31).

#### 3,222 *INTERACTIONS*

Si l'on essaie séparément en soufflerie plusieurs éléments d'avion, par exemple une aile, un fuselage, etc..., chacun d'eux possède une trainée propre. S'il n'y avait pas d'interaction, la trainée totale serait la somme de ces trainées partielles. L'expérience montre qu'il n'en est rien, en général.

Les interactions peuvent être défavorables : si l'on ne prend pas de précautions, on a la désagréable surprise de voir le total se révéler supérieur à la somme des parties. Mais si l'on s'arrange comme il faut, l'interaction peut devenir favorable et la trainée totale peut être rendue inférieure à la somme des trainées partielles.

3,222.1 Pour montrer l'influence de ces phénomènes par un cas concret, citons l'exemple de deux bimoteurs de transport étroitement dérivés l'un de l'autre,



que nous appellerons A et B. Les essais partiels en soufflerie (maquette non motorisée) ont donné les résultats de trainée (au C, minimum) résumés par le tableau suivant (1) :

ÉLÉMENTS ESSAYÉS	AVION A	AVION B
1. Aile seule.....	1,08	1
2. Aile et fuselage.....	1,20	1,18
3. Aile et fuseaux.....	1,30	1,22
4. Aile et fuselage et fuseaux.....	1,52	1,23
5. Avion complet.....	1,76	1,55

En retranchant respectivement des valeurs 2 et 3 la valeur 1, on pourrait déduire que la trainée du fuselage est de 0,12 pour l'avion A et 0,18 pour l'avion B, et la trainée des fuseaux de 0,22 pour les deux appareils. Cependant, si l'on totalise l'aile, le fuselage et les fuseaux ainsi calculés, on trouve respectivement 1,42 et 1,40, c'est-à-dire des valeurs dont l'une (celle de l'avion A) est nettement plus faible et l'autre (avion B) nettement plus forte que la valeur expérimentale effectivement obtenue (ligne 4) par l'essai en soufflerie de cet ensemble. Ces différences sont dues aux interactions, surtout entre le fuselage et les fuseaux-moteurs : cette interaction est l'une des plus importantes à considérer pour les multimoteurs, et principalement pour les bimoteurs. En fait, l'avion B avait des fuseaux-moteurs plus écartés, les maîtres-couples, tant des fuseaux que du fuselage, étaient un peu plus reculés que dans l'avion A, et les raccords moins développés.

3,222.2

D'une manière générale, les moyens qui ont été mentionnés plus haut (réf. 3,12) pour lutter contre les décollements — notamment l'amélioration des raccords ou des implantations d'ailes, les positions relatives des maîtres-couples, etc. — ont un effet heureux sur les interactions. Les deux questions sont absolument liées, ou plutôt ce ne sont que deux aspects d'une seule et même question : l'étude des décollements pouvant être considérée comme un premier dégrossissage, préliminaire, qualitatif, tandis que l'amélioration des interactions suppose une étude plus poussée et plus fine, visant à obtenir *quantitativement* l'optimum.

3,222.3

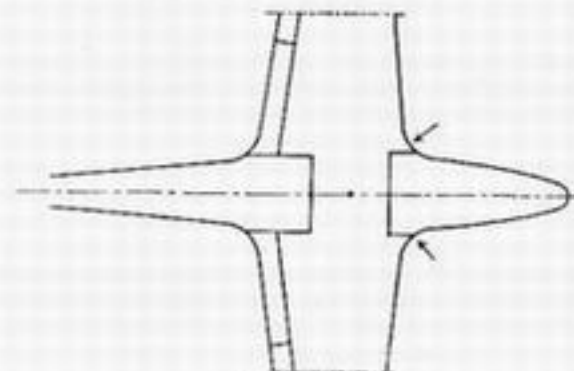


Fig. 3,222-3.

Certaines considérations théoriques conduisent à tracer les fuselages et leurs raccords en forme de profils d'aile, à évolution continue, dans le but d'éviter les chutes de portance qui, en l'absence de précautions, se manifestent aux endroits où la voilure est traversée par les fuselages et fuseaux — et d'obtenir ainsi une répartition correcte de la portance en envergure et par conséquent des interactions favorables.

Cette notion de profil évolutif d'un bout à l'autre de l'envergure donne

(1) Corrections de refroidissement non faites.

lieu à des raccords d'ailes qui n'ont plus seulement pour but d'éviter des décollements proprement dits, mais encore de ménager une transition progressive entre l'aile et le fuselage, ce qui conduit, en bonne logique, à des raccords qui n'intéressent pas seulement le bord de fuite mais aussi le bord d'attaque (exemple Dornier 17, v. fig. 3,222.3).

3,222.4

Les interactions proviennent notamment du fait que les lignes de courant sont déviées, jusqu'à une assez grande distance, par chacune des parties du corps immergé, ce qui a pour effet de modifier parfois beaucoup l'incidence réelle des autres parties.

Il est donc intéressant de connaître, par l'expérimentation évoquée en 3,13, l'orientation exacte des filets d'air autour de certaines parties de l'appareil, afin d'en déduire l'orientation optima à donner, par exemple, à certaines saillies ou bossettes du planeur, pour en réduire la traînée.

Ainsi sur Focke-Wulf 190, les fortes bossettes qui carèment les conduits d'admission d'air au compresseur, juste en avant et au-dessus du bord d'attaque de la voilure (1), ont une orientation nettement inclinée (à piquer), pour présenter la traînée minimum dans le courant dévié. De même sur Bloch 152, la torsion du souffle d'hélice donnait à pleine admission une obliquité latérale importante aux filets d'air circulant le long de l'intrados : le radiateur d'huile, qui dépassait sous celui-ci, gagnait à être disposé assez obliquement par rapport au plan de symétrie de l'avion.

Bien entendu, ce qui précède n'est valable, à strictement parler, que pour un cas de vol déterminé. On choisit naturellement celui que l'on considère comme le plus important pour l'avion considéré : vol de vitesse pour les avions militaires et de record de vitesse ; vol de croisière pour les appareils commerciaux et de record de distance, etc.

3,222.5

Les interactions avec l'hélice ne sont pas à négliger non plus. Il importe de diminuer autant qu'on le peut les surfaces situées dans le souffle d'hélice ; la vitesse relative y étant plus forte, la traînée y est aussi plus élevée.

Il y a intérêt aussi, en principe du moins, à redresser ce souffle parce que l'énergie tourbillonnaire communiquée à l'air sous forme de rotation dans le souffle d'hélice est de l'énergie perdue. Une façon de le faire consiste à mettre deux hélices tournant en sens inverse l'une derrière l'autre. Nous verrons au point de vue des qualités de vol que cette disposition présente de grands avantages. Elle est donc souhaitable à tous égards, sauf au point de vue du poids.

### 3,23 — GROUPES MOTOPROPULSEURS

Il est essentiel de noter l'importance, au point de vue des performances, de l'installation des groupes moto-propulseurs.

Alors qu'on cherche au prix de difficultés inouïes à réaliser des gains de  $C_x$  infimes sur les quelques protubérances du planeur, il serait absurde de négliger des dispositions qui peuvent faire gagner *facilement* plusieurs dizaines de km/h.

(1) Emplacement d'ailleurs très fâcheux pour une excroissance de ce genre (voir 3,124).

Altitude de rétablissement.

3,231 Si l'on considère la valeur maxima possible de la vitesse en palier pour une puissance donnée, sans se soucier de l'altitude à laquelle elle peut être atteinte, le gain le plus substantiel qu'on puisse réaliser du fait des groupes motopropulseurs est obtenu par l'adjonction de compresseurs rétablissant la puissance à une altitude plus élevée.

3,231.1 Historiquement, c'est bien ainsi qu'a été réalisé le premier grand progrès dans les performances des avions de chasse. Entre le Deperdussin de 1913 (avion de course, il est vrai, mais l'avion de chasse était encore inconnu) qui faisait déjà 200 km/h et le Nieuport 62 de 1928 qui ne faisait encore que 240 km/h, toujours au voisinage du sol, la vitesse augmente de 20 % pour une augmentation de puissance de 230 % : la stagnation est flagrante. Arrive le moteur à compresseur, et d'un seul coup le Dewoitine 500 passe à 360 km/h — seulement c'est à l'altitude de 5.000 mètres.

3,231.2 L'explication est simple. Les effets aérodynamiques sur le planeur (portance et traînée) étant proportionnels à  $V^2$ , les équations (1) et (2) données en 3,201 montrent que, si les caractéristiques de fonctionnement de l'hélice au sol sont exactement conservées en altitude, on peut voler à *incidence constante* à la même valeur de  $V^2$  en palier à diverses altitudes (1). La vitesse maxima à l'altitude de rétablissement, c'est-à-dire à l'altitude maxima à laquelle le compresseur rétablit en palier la pression d'alimentation du sol, est alors inversement proportionnelle à  $\sqrt{z}$ , ce qui donne un gain de vitesse substantiel : environ 22 % par rapport à la vitesse au sol, pour une altitude de 4.000 mètres et 53 % pour 8.000 mètres.

Si c'est la *puissance* qui est maintenue constante en altitude (dans l'hypothèse précédente elle augmentait), l'incidence de vol varie légèrement, mais comme pour la vitesse maximum elle est toujours voisine de celle du  $C_x$  minimum, on peut admettre que  $C_x$  varie peu, et l'équation (2) montre qu'alors c'est le terme  $V^3$  qui reste sensiblement constant. La vitesse est inversement proportionnelle à  $\sqrt[3]{z}$ , ce qui donne un gain de l'ordre de 15 % à 4.000 mètres et de 33 % à 8.000 mètres.

En fait, avec les compresseurs couramment utilisés jusqu'à ces dernières années, les résultats qu'on obtenait se situaient entre ces deux hypothèses.

3,231.3 Le mode d'action des divers compresseurs généralement utilisés est une question qui sort du cadre de cet ouvrage. Il est résumé schématiquement par la figure 3,231.3, qui permet de distinguer :

- les compresseurs mécaniques à une seule vitesse, susceptibles de rétablir la puissance à une altitude de rétablissement déterminée;
- les compresseurs mécaniques à 2 vitesses, embrayables séparément, et qui donnent 2 altitudes de rétablissement, l'une pour la petite vitesse et l'autre plus élevée pour la grande vitesse.

(1) On rappelle que  $i = C^2$  se traduit par :  $C_x = C^4$  et  $C_z = C^2$ . Les caractéristiques de fonctionnement de l'hélice entrent dans le terme  $W_h$ , qu'on peut écrire  $T_h \times V$ , en appelant  $T$  la traction d'hélice. L'équation (2) s'écrit alors :  $T_h = C_x \times SV^2$  ce qui rend évidente la proposition énoncée. La puissance en

altitude est alors proportionnelle à  $V$ , c'est-à-dire à  $\frac{1}{\sqrt{z}}$ .

— les compresseurs, d'ailleurs peu répandus, possédant un mécanisme régulateur à vitesse variable susceptible théoriquement de réaliser l'enveloppe des courbes précédentes;

— enfin, les turbo-compresseurs, mus par les gaz d'échappement;

Le nombre d'étages du compresseur n'apparaît pas ici, et importe peu pour

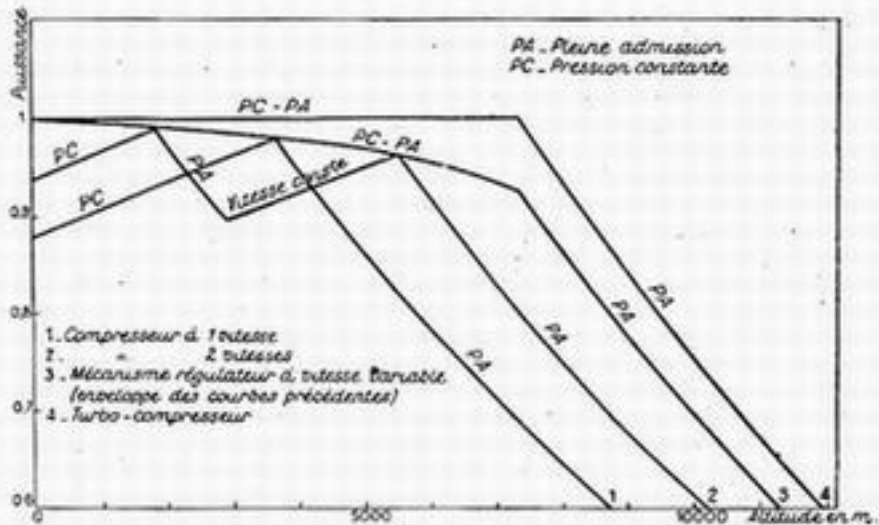


Fig. 3.231.3.

ce qui nous occupe. Lorsque le rapport de compression à atteindre est élevé, il arrive qu'on le décompose en plusieurs tranches, réalisées chacune dans un étage distinct du compresseur, avec parfois un refroidissement d'air entre les étages, ou à la sortie du dernier, pour éviter un chauffage excessif, nuisible au bon remplissage du moteur. Mais c'est là une question de réalisation, qui n'a pas à figurer dans un diagramme de principe du genre de la fig. 3.231.3 qui ne se soucie que du taux de compression finalement obtenu, quel que soit le mode de réalisation employé.

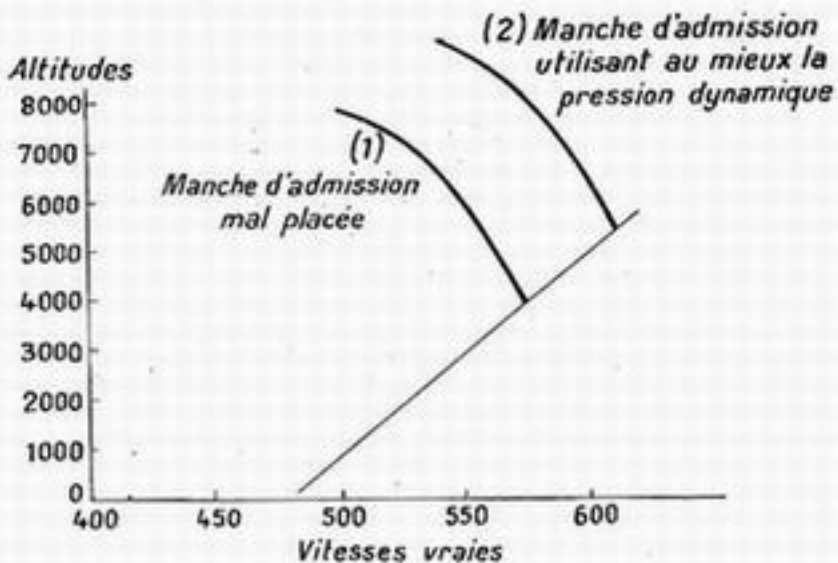


Fig. 3.231.4.

Mais pour nous en tenir à l'installation sur avion, un gain très important peut déjà être obtenu en se servant adroitement de la pression dynamique due à



la vitesse, par un emplacement judicieux de l'entrée d'air de la manche d'admission.

On sait que les vitesses et les pressions varient beaucoup d'un point à l'autre autour de l'avion en vol. L'emplacement optimum à adopter peut être dégrossi en soufflerie, mais cette recherche doit être complétée en vol par une série d'essais sur le prototype, parce que les prises d'air sont presque forcément situées dans le champ immédiat des hélices, et que la torsion du souffle, qui intervient beaucoup, ne peut être vraiment expérimentée qu'à l'échelle grandeur, et conduit parfois à adopter des offices très dissymétriques.

Nous verrons en 6,121 que cette recherche doit être complétée par un dessin correct de la manche pour ne rien perdre de ce gain et assurer une bonne qualité d'écoulement intérieur. Il n'est pas exagéré de dire que sur un avion de chasse moderne, la vitesse maxima peut varier de près de 40 Km/H selon la position et le profil donnés au conduit d'aspiration du moteur (v. fig. 3,231.4).

### 3,232 Hélices.

3,232.1 Les hypersustentateurs résolvent par un artifice, comme nous l'avons vu, le problème de l'atterrissage des avions rapides. Mais alors, l'adoption d'une hélice à pas variable en vol devient une nécessité pour éviter d'être embarrassé au décollage.

En effet, l'hélice à pas fixe est adaptée pour une certaine vitesse de l'avion, pour laquelle elle donne un rendement correct. Si l'avion a un grand écart de vitesse, une hélice bien adaptée pour le palier à pleine admission ne l'est plus pour le décollage ou la montée : alors en effet son pas excessif freine exagérément le moteur, d'où une chute sensible de vitesse de rotation, et donc de puissance. Par surcroît son rendement dans ces conditions de fonctionnement devient moins bon. Au contraire, en diminuant le pas de l'hélice, on restitue au moteur son régime nominal, et à l'hélice des conditions de rendement acceptables.

Avec les moteurs à compresseur, une question d'altitude s'ajoute à la précédente. Des hélices adaptées pour la vitesse maximum freinent le moteur à l'altitude de rétablissement, par exemple 4.000 à 5.000 mètres. Au sol, où la densité de l'air est plus élevée, si l'hélice restait au même pas elle freinerait trop le moteur d'où à nouveau perte de puissance du moteur et du rendement de l'hélice.

Les hélices à pas variable se sont donc largement généralisées, tant à cause de l'accroissement de vitesse des avions que de l'altitude plus élevée à laquelle cette vitesse est atteinte. La détermination des pales à adopter, tant au point de vue aérodynamique (adaptation d'hélice) qu'au point de vue de la résistance mécanique, sort du cadre de cet ouvrage, ainsi que la description des mécanismes destinés à provoquer la variation du pas.

3,232.2 La question des propulseurs est d'ailleurs capitale au point de vue technique, car l'une des plus grosses difficultés qu'on éprouve pour obtenir des performances très élevées provient, et proviendra de plus en plus, de ce côté.

Les hélices, en effet, avoisinent la vitesse du son et l'on sait que pour les écoulements aérodynamiques la vitesse du son constitue un seuil qu'on ne peut dépasser sans faire tomber beaucoup le rendement, à moins de dessins très spéciaux des profils, encore mal connus.

Il ne faut pas oublier que la vitesse de l'extrémité d'une pale d'hélice par rapport à l'air est la composante de deux vitesses : vitesse de rotation de l'hélice et vitesse de translation de l'avion. Autrefois, la vitesse de rotation d'hélice était très prédominante par rapport à la vitesse de translation de l'avion ; mais plus les

performances progressent, moins cette prédominance subsiste, et les vitesses horizontales sans cesse accrues des avions imposent des vitesses de rotation d'hélices sans cesse diminuées.

Assurément, on peut parvenir à réduire cette vitesse de rotation en diminuant le diamètre, et en augmentant corrélativement la largeur relative ou le nombre des pales — ou en disposant l'une derrière l'autre deux hélices coaxiales actionnées par le même moteur. Mais comme d'une part la puissance des moteurs croît de jour en jour, et d'autre part les dimensions générales des avions d'une même catégorie vont sans cesse en diminuant par suite de l'augmentation de la charge alaire, on tend vers une disproportion si flagrante entre l'avion et son propulseur qu'on en vient à faire appel à des systèmes de principe tout différent, les systèmes à réaction, dont nous dirons un mot en 11,3.

### 3,233 Radiateurs.

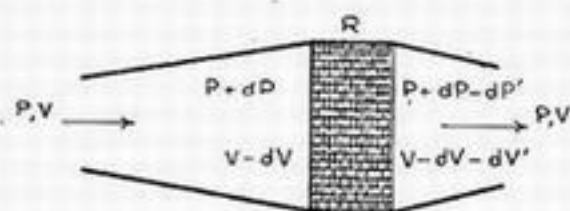
La question de l'installation des radiateurs est, elle aussi, capitale. Les anciens radiateurs, placés directement dans le courant d'air extérieur, donnaient un rendement fort médiocre et une traînée excessive.

3,233.1 Au contraire, si l'on étudie des radiateurs avec un effet de tuyère on peut obtenir une diminution considérable de la traînée et même, prétendent certains, un appoint positif de propulsion, dans les cas les plus favorables, le radiateur agissant alors comme une véritable machine thermique.

L'évacuation des calories dans le radiateur croît sensiblement comme la vitesse d'écoulement de l'air, tandis que la résistance aérodynamique qu'il oppose au courant d'air qui le traverse croît comme le carré de la vitesse de celui-ci. Si donc (v. fig. 3,233.1), au lieu de canaliser l'air dans des conduits de section constante, on l'amène au radiateur par un conduit divergent, il se comprimera et se ralentira. Quand il sort réchauffé du radiateur, on le détend en lui redonnant de la vitesse pour qu'il se trouve rejeté au dehors à une vitesse voisine de celle de l'air ambiant, afin de ne pas créer de décollements ou de tourbillons. Comme l'air est réchauffé son volume est augmenté : pour un même débit pondéral qu'à l'entrée on aura une section plus grande ou une vitesse plus élevée, par conséquent un appoint d'énergie qui viendra en déduction de la résistance aérodynamique de forme et de frottement de cet ensemble.

Le problème de l'emplacement optimum à donner aux entrées d'air pour radiateurs, et du meilleur tracé intérieur des carénages correspondants, doit se traiter en s'inspirant de ce qui a été dit en 3,231.4 pour les prises d'air d'admission du moteur.

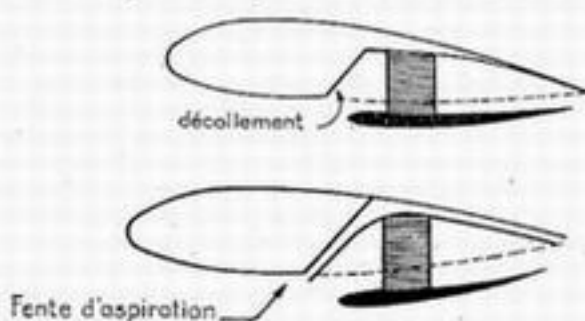
3,233.2 Lorsque, pour diminuer le maître-couple et les décollements, un radiateur est en partie escamoté dans l'avion (à l'intérieur d'une aile par exemple), il devient difficile d'imprimer la déviation nécessaire à la veine d'air à grande vitesse qui entre dans l'orifice d'entrée du carénage. Des décollements, nuisibles au bon écoulement dans le faisceau des tubes, peuvent prendre naissance dans la concavité



$dP'$  : perte de charge  
 $dV'$  : freinage correspondant

Fig. 3,233.1.

du coude. Cette difficulté est analogue à celle qu'on rencontre sur l'extrados d'une aile aux grands angles. La solution est aussi la même : on fait rentrer les choses



Radiateur encastré dans une aile

Fig. 3,233.2.

« Corsair », etc.

Dans tous les cas, il faut apporter la plus grande attention aux perturbations apportées dans l'écoulement aérodynamique par l'échappement de l'air chaud provenant des radiateurs, surtout lorsque celui-ci se produit au voisinage de la région délicate des racines d'ailes, et risque par conséquent d'influencer les empennages : des essais en soufflerie avec visualisation des filets d'air paraissent dans ce cas indispensables. On notera d'ailleurs la position particulièrement surélevée adoptée pour l'empennage horizontal du Westland « Whirlwind », qui s'insère près du sommet de la dérive.

3,233-3

On peut aussi supprimer le radiateur d'huile en le remplaçant par un échangeur (voir en 6,142.3) dans lequel le refroidissement de l'huile est obtenu par le liquide de refroidissement des moteurs (1) — ou employer des radiateurs de surface qui utilisent comme surface radiante la surface extérieure d'aile ou de fuselage. Il ne faudrait d'ailleurs pas croire que dans ce dernier cas on réussisse à escamoter complètement la traînée de refroidissement : elle reparaît dans le fait qu'une surface chaude diminue localement le nombre de Reynolds (Cf. 3,113.5).

3,234

Capots.

Pour les moteurs à refroidissement direct les capots, qui sont de véritables carénages de radiateurs, tendent aussi à se refermer à l'avant comme le capot Mercier du Lioré 45, d'un fonctionnement très spécial (v. 6,141.23) et, plus tard, ceux à fonctionnement plus classique, de l'Amiot 350, des Bloch 152, 174, 175, etc... Nous traiterons ces questions plus en détail en 6,141.2.

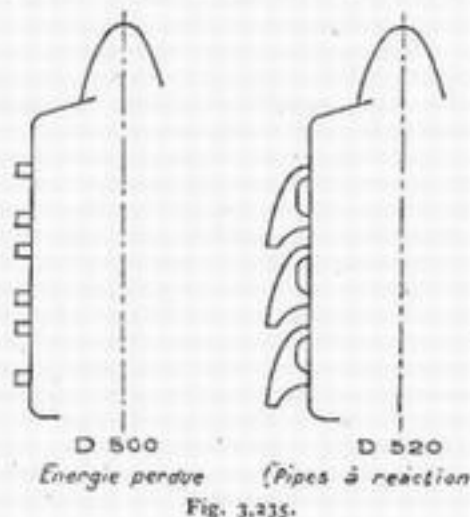


Fig. 3,235.

(1) Dont le radiateur doit, bien entendu, être augmenté en conséquence — mais la traînée sera généralement moindre que celle d'un radiateur séparé.

dans l'ordre en aspirant la couche limite. De là les petites fentes d'aspiration généralement disposées près de l'entrée des conduits de radiateurs et qui débouchent dans une zone de forte dépression afin d'assurer l'aspiration nécessaire (exemple : Messerschmitt 109 E — v. fig. 3,233.2).

On peut également loger les radiateurs à l'intérieur de la voilure avec entrée d'air par le bord d'attaque : c'est le cas des bimoteurs britanniques Westland « Whirl-



Il n'est pas indifférent non plus de soigner le profil aérodynamique du nez des moteurs eux-mêmes. Les moteurs à refroidissement indirect, si leur nez est trop court, sont difficiles à caréner correctement et perdent une partie de leurs avantages aérodynamiques sur les moteurs à air. Quant à ces derniers, la question est aussi très importante pour eux, si l'on veut les habiller de capots de plus en plus fermés, ayant une silhouette aérodynamique acceptable. Un effet heureux, quoique certainement involontaire à l'origine, avait déjà été obtenu par l'excroissance due aux réducteurs. On peut prolonger encore cette excroissance en réalisant des moteurs « à nez long ».

### 3,235 Échappement.

L'énergie dégagée par le moteur à l'échappement était autrefois perdue. Sur le Dewoitine 500, par exemple (v. fig. 3,235), les pipes d'échappement débouchaient au ras des capotages et s'arrêtaient perpendiculairement au courant d'air. En récupérant l'énergie des gaz d'échappement et la dirigeant vers l'arrière au moyen de pipes à effet de réaction, on obtient un appoint de propulsion et un gain de performances très appréciable (sur Dewoitine 520 on a gagné plus de 15 km/h par cette seule modification).

## 3,24 - FREINAGE EN PIQUÉ

Les avions de bombardement en piqué, pour ne pas atteindre des vitesses excessives, incompatibles à la fois avec la résistance du planeur et avec la tranquillité (donc la précision) de la visée, doivent posséder des dispositifs freineurs.

3,240 L'un des premiers auxquels on ait songé a été la sortie de l'atterrisseur escamotable. Bien qu'on ait cherché à augmenter encore la traînée de celui-ci en l'agrémentant de « boucliers » divers, le résultat obtenu a été généralement insuffisant, et l'on s'est trouvé obligé d'avoir recours à des dispositifs spéciaux.

### 3,241 Hélices.

On peut freiner par les hélices, par exemple avec des pas d'hélice réversibles et en mettant pleins gaz. On rencontre là des difficultés particulières à vaincre : ces hélices à pas inversé créent derrière elles une zone « morte » dans laquelle les empennages travaillent mal; de plus, sur les bimoteurs il y a de grosses difficultés de synchronisation, susceptibles de nuire gravement à la précision de la visée, et même à l'équilibre de l'appareil en piqué.

Notons en passant que ce mode de freinage est de plus en plus utilisé aussi à l'atterrissage, où il a l'avantage de n'engendrer aucune tendance au capotage et d'être indépendant de l'état du sol et des variations de son coefficient d'adhérence selon le degré d'humidité. Il s'ajoute d'ailleurs aux freins sur roues sans les gêner, et même en améliorant leur efficacité puisqu'il détruit la portance, ce qui augmente l'adhérence des roues, et présente encore l'avantage subsidiaire d'éviter tout rebond, à condition que la manœuvre précède immédiatement ou accompagne l'impact.

### 3,242 Dispositifs portés par la voilure.

Les freins de piqué sont très souvent portés par la voilure elle-même, ou par ses annexes (ailerons, hypersustentateurs).



On rencontre de nombreuses réalisations très diverses, dont nous esquisserons seulement quelques-unes. Le « Stuka » allemand monomoteur Junkers 87 possède un petit volet comportant en son milieu une fente longitudinale, qui est fixé à demeure sous l'intrados de l'aile, au droit du longeron avant, et qu'une commande permet de braquer perpendiculairement à sa position normale d'effacement. Le « Stuka » bimoteur Junkers 88 possède, lui, des sortes de grilles en métal coulé, rabattues en vol normal sur l'intrados de l'aile<sup>(1)</sup>, et qui peuvent se dresser perpendiculairement à la voilure. Le Junkers 288 plus récent a reporté ces grilles sur les volets de courbure.

On utilise sur d'autres avions le braquage à des angles très forts (jusqu'à 135°) de volets de bord de fuite (volets d'intrados par exemple); on peut encore fendre en deux, dans le sens de l'épaisseur, soit les volets de bord de fuite (cas du Douglas A 24), soit les ailerons eux-mêmes. Enfin on peut imaginer des systèmes à guillotine ou à bascule, dressant perpendiculairement au revêtement de l'aile une muraille plus ou moins allongée dans le sens de l'envergure, plus ou moins ajourée et plus ou moins ajustée au revêtement. C'est le système usuellement employé sur les planeurs de vol à voile (v. 12, 111.4).

Dans tous les cas, ces freins engendrent un sillage extrêmement tourbillonnaire, qui provoque l'accroissement de traînée désiré, mais dont il convient de dégager l'empennage le mieux possible, en écartant les freins assez loin du fuselage, sans aller cependant jusqu'à leur faire masquer les ailerons.

### Divers.

C'est à cause des tourbillons qu'ils engendrent qu'on a songé à reporter les freins de piqué le plus en arrière possible, au delà même des empennages, afin qu'aucune partie du planeur ne soit soumise à leur influence.

Divers systèmes ont été imaginés.

Parfois (comme sur Dornier 217 par exemple) la pointe arrière du fuselage s'ouvre à la façon d'un parapluie (v. fig. 3,243). L'ensemble ainsi obtenu peut d'ailleurs être fixe ou tourner en autorotation pour accroître encore son rendement, au prix d'une réalisation mécanique plus compliquée. Ou bien encore, on fait s'ouvrir en deux l'une des gouvernes, par exemple la gouverne de direction, ou l'on braque simultanément en sens inverses les deux gouvernes de direction d'un empennage bidérive (disposition réalisée sur l'avion expérimental Lioré 48). La difficulté principale est de réaliser une traînée suffisamment forte pour obtenir l'efficacité désirée : il ne

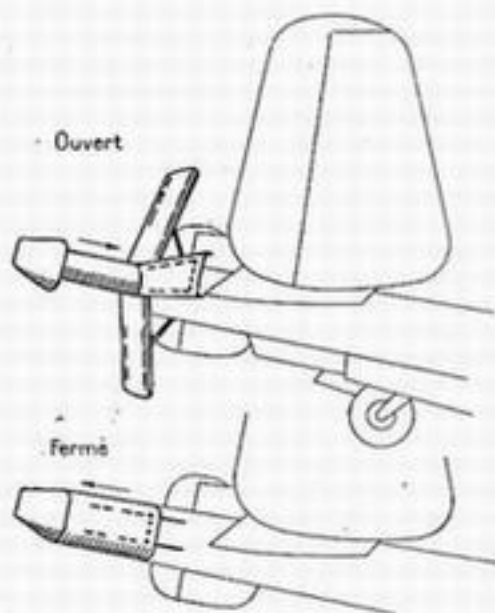


Fig. 3,243.  
Dornier 217.

semble pas que ce soit le cas du dernier dispositif cité, qui d'ailleurs n'avait pas été conçu pour le freinage en piqué à la verticale, mais seulement pour un freinage modéré en palier ou en descente de prise de terrain.

(1) Sur les premières versions de l'appareil, des grilles symétriques existaient aussi sur l'extrados : elles ont été supprimées, probablement pour ne pas perturber en vol normal, lorsqu'elles sont rabattues, cette surface particulièrement sensible à l'intérieur de laquelle il n'était pas possible de les noyer.

## 3,3 - QUALITÉS DE VOL

---

3,30

Le domaine des qualités de vol, c'est-à-dire des caractéristiques de pilotage des avions, est resté longtemps en friche, malgré son importance capitale pour la sécurité et l'utilisation. Aucune analyse sérieuse des phénomènes n'était tentée. Les essais en vol ne comportaient guère autrefois que des mesures de performances, suivies d'une vague appréciation générale sur l'agrément ou la facilité du pilotage, énoncée après quelques vols de « prise en mains » qui, à vrai dire, constituaient davantage un exercice d'ingéniosité pour découvrir le moyen de se tirer au mieux du pilotage de l'appareil (c'est-à-dire en définitive de s'adapter à ses défauts, considérés comme un état de fait), qu'une véritable analyse des défauts en question, susceptible d'aboutir à mettre en évidence les remèdes appropriés.

Les choses ont bien progressé depuis une douzaine d'années, et il n'est plus un constructeur sérieux qui ne s'attache, au cours de la mise au point qu'il effectue en vol sur son prototype, à obtenir des qualités de vol correctes.

Nous ne saurions mieux faire, pour mettre en lumière les buts à atteindre et le moyen de mener à bien cette mise au point, que d'exposer avec quelques détails la façon dont on procède aux essais de qualités de vol des avions.

Les principaux progrès réalisés dans ces essais sont dus au Centre d'Essais du Matériel Aérien de Villacoublay, et plus particulièrement à l'Ingénieur en Chef Vellay, et à l'Ingénieur en Chef Cambois, à l'obligeance de qui nous devons les planches sélectionnées données à l'appui des explications qui vont suivre.

### 3,31 - ESSAIS EN VOL

3,310

L'étude des qualités de vol des avions porte sur les points suivants :

1° Stabilité longitudinale;

2° Stabilité transversale

*(l'ensemble de ces deux études conduit à la détermination de la limite arrière de centrage admissible en vol);*

3° Possibilités d'atterrissage normal sur trois points

*(qui détermine la limite avant de centrage admissible);*

4° Influence de l'admission de l'ensemble des Groupes motopropulseurs sur la tenue de l'avion;

5° Actions et réactions des gouvernes;

6° Comportement de l'avion en contact avec le sol (roulement au sol, décollage, atterrissage);

7° Dans le cas particulier des avions multimoteurs, étude du vol avec un ou plusieurs moteurs stoppés;

8° Dans le cas particulier des avions acrobatiques, étude des évolutions acrobatiques classiques (voltige aérienne);

9° Comportement de l'avion en atmosphère agitée, étude des vibrations.

L'ensemble de ces essais, sauf ceux numérotés 6 et 9, doit être effectué en atmosphère absolument calme et autant que possible à une altitude voisine de

l'altitude de rétablissement des moteurs afin de diminuer l'effet de la variation du couple avec l'altitude.

Les essais de stabilité <sup>(1)</sup> sont faits dans chacune des diverses configurations qu'est susceptible de prendre l'avion, par exemple :

- atterrisseur escamoté ou sorti;
- hypersustentateurs braqués ou non;
- hélices au grand ou au petit pas.

En réalité, on expérimente d'abord à fond une configuration *de référence* (généralement celle correspondant au vol de vitesse : hélices au grand pas, atterrisseurs escamotés, hypersustentateurs non braqués), puis on contrôle ensuite séparément, autour des cas de vol qui se sont révélés délicats, l'influence de chacun de ces changements de configuration.

Dans tout ce qui suit, et sauf spécifications contraires, chaque fois qu'il sera question de *vitesse*, il faudra entendre « vitesse ramenée au sol », ou « équivalent de vitesse au sol », c'est-à-dire  $V\sqrt{\beta}$  : c'est la valeur donnée directement à toute altitude par un anémomètre bien étalonné.

### 3,311 STABILITÉ LONGITUDINALE

Un avion peut être instable longitudinalement de deux façons (v. fig. 3,311.0 qui schématise la trajectoire *dans un plan vertical*) :

- par engagement : sur une sollicitation (ou une perturbation atmosphérique), l'avion s'engage indéfiniment dans le sens du mouvement initial, au cabré ou au piqué;
- par oscillations amplifiées, ou défaut d'amortissement : sur une sollicitation ou une perturbation, l'avion amorce des oscillations qui vont en s'amplifiant indéfiniment.

La stabilité s'étudie successivement à plusieurs centrages.

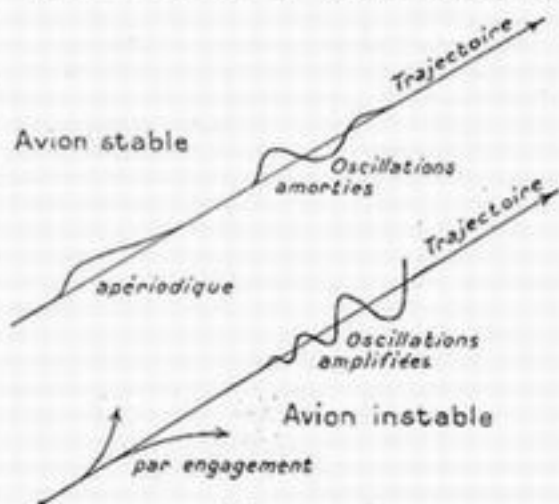


Fig. 3,311.0.

#### 3,311.1 Courbes de déplacements et de réactions.

La première sorte d'instabilité est mise en évidence par le tracé des courbes donnant en fonction de la vitesse, pour une admission déterminée, les déplacements et les réactions de la commande de profondeur nécessaires pour obtenir l'équilibre de l'avion *en vol de régime* (voir fig. 3,311.11 A et B).

Les essais se font à admission constante : pour encadrer tous les cas de vol possibles on essaie les deux admissions extrêmes (plein gaz et réduit à fond).

On porte en abscisses les vitesses croissantes et en ordonnées :

- d'une part les déplacements de la commande de profondeur comptés positivement d'arrière en avant, et mesurés par un mètre à ruban porté par le manche et relié à la planche de bord;
- d'autre part, les réactions de la commande de profondeur mesurées en pilotant

(1) Et aussi certains autres, lorsqu'on a des raisons de craindre des anomalies pour certaines configurations de l'appareil.

avec une poignée dynamométrique, et comptées comme positives lorsqu'il s'agit de poussées, et négatives lorsqu'il s'agit de tractions.

Un raisonnement simplifié permet de montrer que lorsque la pente de ces courbes est positive, il existe un couple de rappel, c'est-à-dire que l'avion n'est pas instable *par engagement*, et ceci :

- commande bloquée, en ce qui concerne la courbe des déplacements;
- commande libre, en ce qui concerne la courbe de réactions.

En effet, considérons une courbe de déplacements à pente positive (v. fig. 3,311.11 A).

Si l'avion vole en équilibre à la vitesse  $V$ , et qu'une rafale ou une sollicitation « à piquer » le place brusquement à une incidence plus faible, c'est-à-dire à une vitesse plus élevée,  $V + dV$ , la position de la commande qui correspondrait au vol en équilibre à cette nouvelle vitesse serait  $D + dD$ , plus en avant que la valeur  $D$  à laquelle la commande a été bloquée.

Tout se passe donc comme si, l'avion volant à la vitesse  $V + dV$ , on avait mis la commande plus en arrière qu'il ne faut pour l'équilibre : il en résulte une action à cabrer qui a pour effet de ramener l'avion à sa vitesse de départ  $V$ .

Le même raisonnement fait sur une sollicitation à cabrer,  $V - dV$ , montrerait que l'appareil commande bloquée doit aussi revenir à la vitesse  $V$ . Par contre, si l'on raisonne sur une courbe à pente négative, on s'apercevra que l'effet de la sollicitation ou de la rafale revient à placer l'avion dans des conditions de vol où la commande se trouve au contraire déjà *au delà* de la position correspondant à l'équilibre dans les nouvelles conditions de vol et tend, par conséquent, à engager l'avion davantage.

En ce qui concerne les courbes de réactions, on ne peut parler de stabilité commande libre que là où l'on peut effectivement abandonner la commande, c'est-à-dire à l'intersection de la courbe et de l'axe des abscisses (réaction nulle).

Raisonnons cette fois sur une courbe à pente négative (v. fig. 3,311.11 B) :

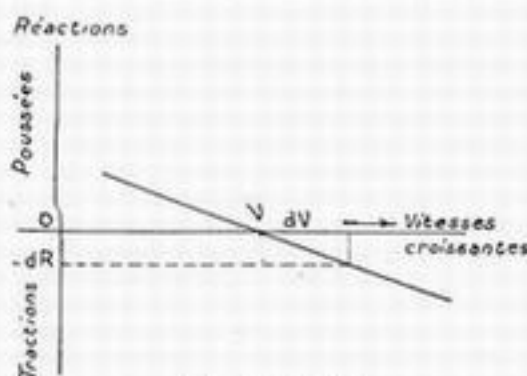


Fig. 3,311.11 B.

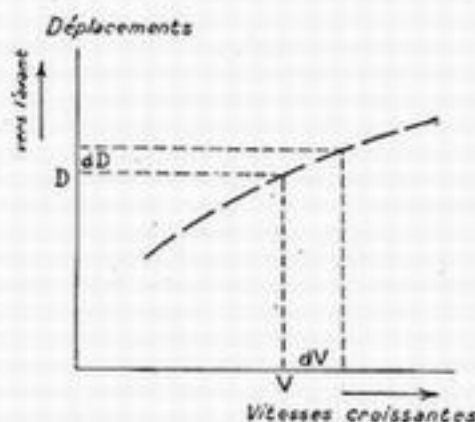


Fig. 3,311.11 A.

si l'avion se trouve placé à une vitesse  $V + dV$ , la réaction qui en résulterait si l'avion était piloté serait une traction  $-dR$  : comme la commande est libre, elle cède d'elle-même à cette traction et se déplace vers l'avant, ce qui a pour effet d'engager l'avion de plus en plus.

Le même raisonnement appliqué dans les autres cas de figure montrerait que la conclusion est générale.

Les conclusions relatives à la stabilité commande bloquée se rattachent très simplement aux essais de stabilité en girouette, qu'on effectue dans les souffleries.

En effet, la graduation en vitesses de l'axe des abscisses est d'une certaine



façon une graduation en incidences, puisque l'avion étant à admission constante la vitesse se trouve liée à l'incidence par une relation univoque.

D'autre part, la position de la commande, qui représente une position déterminée de la gouverne, mesure d'une certaine manière le couple de tangage imprimé à l'avion (en soufflerie par une force extérieure, en vol par l'action de la gouverne de profondeur) pour le maintenir en équilibre.

Par conséquent, la courbe qui donne les déplacements de la commande en fonction de la vitesse est une transposition <sup>(1)</sup> de celle qui, en soufflerie donne  $C_m$  en fonction de  $i$ , et l'on sait que la pente positive de cette courbe est une condition nécessaire de la stabilité longitudinale.

D'ailleurs, avec les maquettes motorisées, les essais de stabilité longitudinale en soufflerie ont pris une forme qui serre encore de plus près les essais en vol, puisqu'on y mesure les braquages de gouvernes en fonction de l'incidence :  $\beta = f(i)$ .

3,311.13

Une erreur courante consiste à croire que l'inversion des courbes de déplacements signifie aussi l'inversion du sens d'action de la commande de profondeur (cabré en poussant sur le manche, piqué en tirant sur le manche).

Il n'en est rien en général — ou si cela était, le remède serait simple : il n'y aurait qu'à connecter les commandes à l'envers, pour avoir un avion correct à tous points de vue.

Ce qui crée l'instabilité, c'est justement la contradiction entre le sens où il faut déplacer la commande pour obtenir une variation d'assiette, et le sens où il faut la déplacer ensuite pour réaliser l'équilibre dans la nouvelle assiette obtenue.

Une comparaison très simple le fera comprendre (v. fig. 3,311.13).

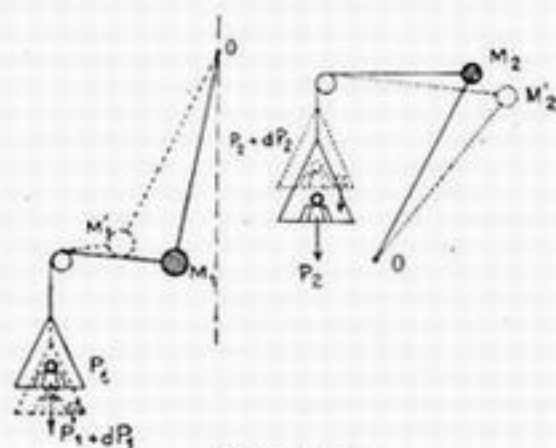


Fig. 3,311.13.

Soit un pendule OM dans une position inférieure quelconque  $OM_1$ . Il est en équilibre stable sous l'action latérale d'un poids  $P_1$ , et l'effort supplémentaire qu'il faut lui appliquer pour l'en écarter et l'amener en  $OM'_1$  peut se chiffrer par un poids  $dP_1$  qui exerce son action dans le même sens que le déplacement de l'équilibre.

Au contraire, dans une position quelconque au-dessus de l'horizontale, telle que  $OM_2$ , il peut être mis en équilibre instable sous l'influence d'un effort latéral  $P_2$ , mais pour une

position voisine  $OM'_2$ , l'effort supplémentaire  $dP_2$  à lui appliquer pour le maintenir en équilibre est de sens tel que s'il avait agi en  $OM_2$ , il aurait déplacé le pendule dans l'autre sens.

L'application de cette comparaison au cas qui nous occupe est immédiate. Le poids d'équilibre initial  $P_1$  (ou  $P_2$ ) représente la position originelle de la commande — et nous avons vu en 3,311.12 qu'une position, c'est-à-dire un braquage donné, de la gouverne de profondeur correspond bien à un effort développé par l'empennage horizontal pour assurer l'équilibre de l'avion — et la surcharge  $dP_1$  (ou  $dP_2$ ) représente le déplacement du manche, dont le sens d'action, qui est le

(1) Par des transformations qui ne sont pas linéaires, mais qui n'utilisent que des fonctions croissantes et qui, par suite, conservent le sens de la pente des courbes, sinon sa valeur.

même dans les deux cas, tantôt correspond et tantôt s'oppose au sens dans lequel s'est déplacé l'équilibre.

3,311.14

La représentation graphique donnée par la courbe des déplacements permet de voir comment, dans certains cas extrêmes, l'instabilité peut mettre l'avion dans une situation dangereuse *impossible à redresser*, ce qui n'est pas évident a priori, puisque si l'avion a de bonnes gouvernes, il devrait être facile en pilotant de corriger constamment les tendances à l'engagement qui se manifestent au cours du vol, ce qui est d'ailleurs de pratique courante : les avions instables ne sont pas forcément mortels, sinon il subsisterait bien peu de pilotes d'avant 1930.

Le débattement de la commande de profondeur n'est pas illimité : sur la figure 3,311.14, deux zones hachurées indiquent les débattements extrêmes avant et arrière.

Si l'on suppose une instabilité très forte, la courbe à pente fortement négative coupera ces deux limites. Si l'on vole au voisinage d'une de ces deux intersections, soit à la vitesse  $V_1 - dV$ , on voit aisément qu'une sollicitation d'amplitude  $dV$  mettra l'avion à la vitesse  $V_1$  dans des conditions telles qu'il ne restera plus aucune possibilité de mettre la gouverne au delà de la position d'équilibre correspondant à cette vitesse, c'est-à-dire qu'il y aura *impossibilité de redresser l'engagement de l'avion*.

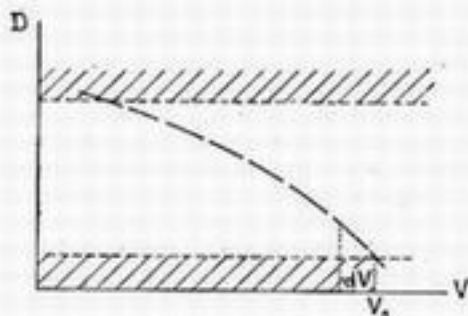


Fig. 3,311.14.

3,311.15

La pente négative des courbes de réactions présente un certain danger dans le pilotage sans visibilité, même en dehors des points de réaction nulle (intersection avec l'axe des abscisses), quoiqu'on ne puisse plus alors parler d'instabilité commande libre proprement dite.

Pour bien le comprendre, il faut se souvenir que l'action physique du pilotage ne consiste pas seulement, comme on l'imagine trop souvent, à assurer une certaine *position* de la commande, ce qui assimilerait le pilotage en vol de croisière à un pilotage commande bloquée. Elle consiste au moins autant à équilibrer musculairement une certaine réaction dans la commande. Il faut, en effet, une attention très soutenue pour bloquer réellement une commande, et encore ce blocage n'est-il pas rigoureux; au contraire, le pilote dont l'attention est attirée normalement ailleurs que sur son manche (surveillance de la région survolée, observation des instruments), se borne intuitivement à maintenir approximativement une certaine poussée ou une certaine traction sur la commande.

Si donc, en pilotage sans visibilité extérieure, l'avion se trouve jeté par une perturbation dans un état de vol différent de l'état initial, le pilote aura une forte tendance à interpréter une diminution de la poussée (ou une augmentation de la traction) comme un écart de l'avion *vers le cabré*, et il tendra à corriger en poussant davantage (ou en relâchant sa traction). Ceci convient pour redresser l'appareil si la courbe des réactions est de sens correct, mais aura pour effet de l'engager davantage si elle est de sens incorrect.

Assurément, les indications des instruments peuvent corriger ces réflexes naturels, mais comme en vol dans les nuages, surtout dans les moments critiques (givrage), ces indications sont souvent sujettes à caution, il est important que les réactions musculaires dans la commande les confirment au lieu de les contredire.

On peut objecter qu'en vol de croisière, surtout sans visibilité, on cherchera

généralement à annuler les réactions au moyen des compensateurs, et que le comportement de la courbe en dehors des points de réaction nulle a, de ce fait, peu d'importance. Mais d'abord, tous les avions n'ont pas des compensateurs actifs sur toute la gamme des réactions, et, d'autre part, on pourrait aussi avec le même argument négliger la stabilité commandée bloquée en dehors de ces mêmes points particuliers où la réaction est nulle.

### 3,311.2 Oscillations amplifiées.

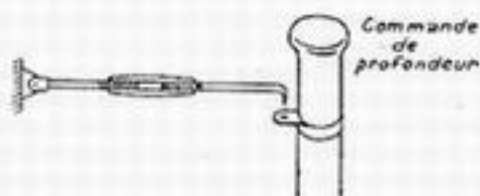
Leur danger est moindre, puisque au cours de ces oscillations l'avion repasse de nombreuses fois par la position d'équilibre, permettant ainsi au pilote de l'y arrêter au passage par une action appropriée des gouvernes. Mais elles gênent le pilotage, car il faut sans cesse intervenir pour empêcher l'avion d'osciller. Elles gênent aussi l'utilisation de l'avion : confort pour les avions civils, visée de tir ou de bombardement pour les avions militaires.

Ce défaut, qui est une question d'amortissement et non de rappel, *n'est pas mis en évidence par les courbes*. Il doit donc être expérimenté par des sollicitations. Il se produit surtout à pleine admission et aux grandes incidences (faibles vitesses). On étudie les oscillations commande bloquée, puis commande libre. Si elles sont amplifiées aux basses vitesses, on augmente progressivement la vitesse jusqu'à trouver approximativement la valeur limite pour laquelle les oscillations sont entretenues; au delà elles s'amortissent (voir fig. 3,311.2, où les ordonnées représentent des vitesses et les abscisses des temps).

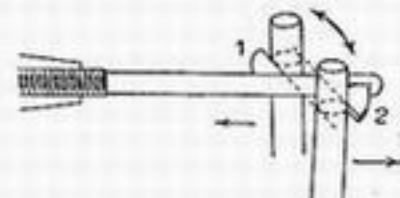
### 3,311.3 Exécution des sollicitations.

Les sollicitations sont généralement faites à la commande de profondeur.

3,311.31 Cette exécution ne présente aucune difficulté commande libre, sauf toutefois s'il existe des frottements notables dans la commande qui gênent son retour à sa position d'équilibre : il faut alors ramener la commande à sa position aussitôt après sollicitation — encore l'essai perd-il alors beaucoup de son intérêt, puisque l'avion se comporte en fait, si le pilote n'intervient pas, comme si la commande était bloquée. Ce qu'il faut, c'est éviter les frottements dans la commande : on peut le faire avec un montage soigné.



3,311.32



*Le décalage des ergots 1 et 2 est juste égal au diamètre du manche (ou d'un ergot porté par lui) de telle sorte qu'en butant le manche à droite ou à gauche, on puisse exercer des sollicitations à pousser ou à cabrer sans nouveau réglage.*

Fig. 3,311.32.

Commande bloquée, la sollicitation présente une grande difficulté : c'est le retour rigoureux à la position initiale. Pour cela, l'appréciation à vue est absolument insuffisante, puisque c'est de millimètres qu'il s'agit : il faut un système mécanique de butée qu'on règle de telle manière que la commande s'y appuie en vol d'équilibre, et sur lequel on l'appuie de nouveau aussitôt les sollicitations faites. Deux exemples schématiques de réalisations matérielles simples sont donnés par la figure 3,311.32.

tôt les sollicitations faites. Deux exemples schématiques de réalisations matérielles simples sont donnés par la figure 3,311.32.

Enregistrements anémographiques des oscillations  
de divers appareils

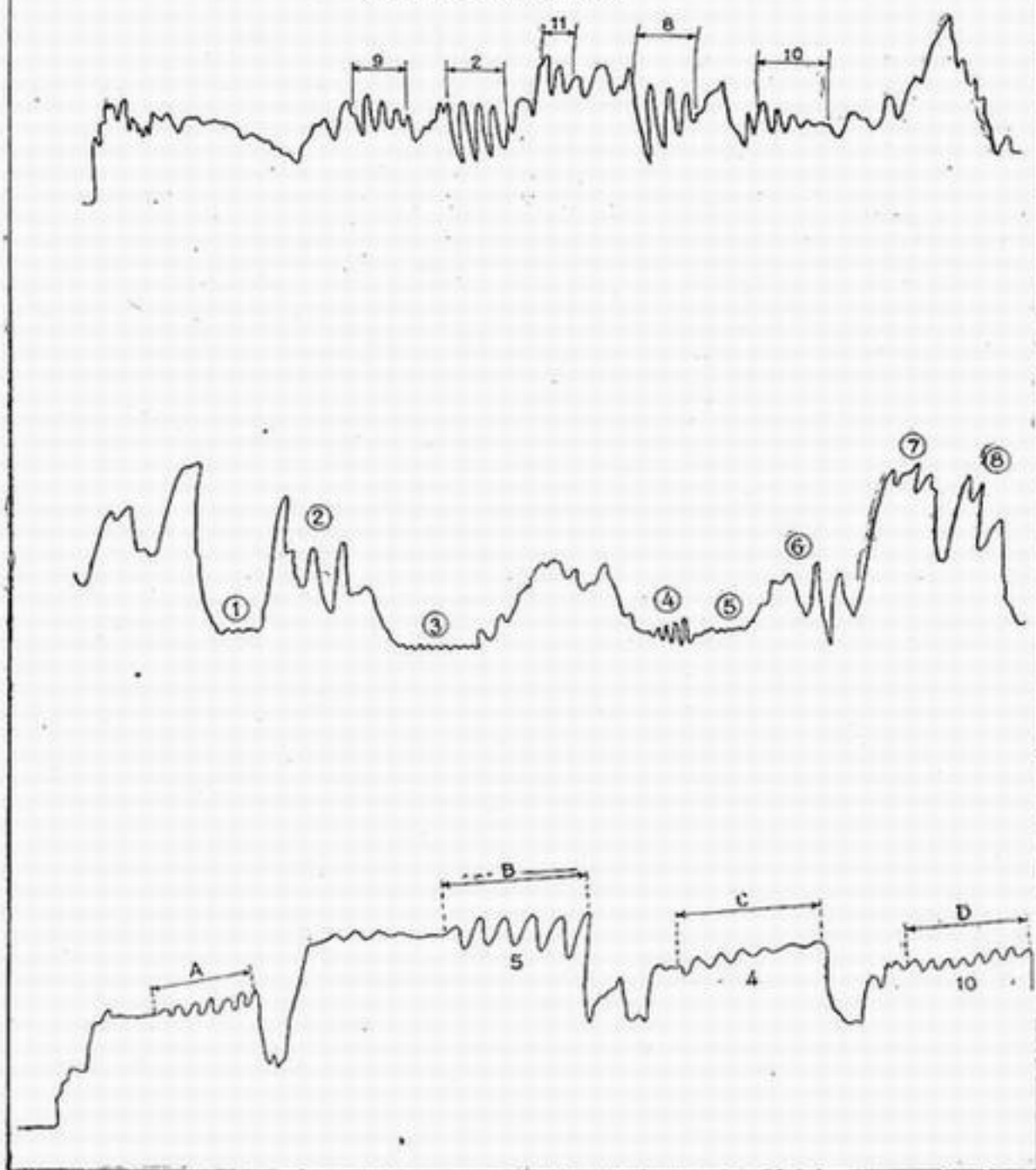


Fig. 3,311.2.



Pour éviter toute perturbation de la position de la commande, notamment lorsqu'on manque des bloquages mécaniques indiqués précédemment, on peut, sur des avions où la circulation est facile, réaliser la sollicitation en déplaçant rapidement dans le sens longitudinal une masse notable (un membre de l'équipage, par exemple), qui revient ensuite à la position initiale.

Enfin, on peut réaliser la sollicitation au moteur en faisant varier brusquement l'admission, qu'on rétablit ensuite à sa valeur initiale. Toutefois, ce dernier moyen n'est à envisager que dans le cas des admissions extrêmes, les plus utilisées d'ailleurs. Pour une admission intermédiaire, on ne serait jamais sûr d'y revenir avec assez de précision.

### 3,311.4 Principaux résultats.

Les figures 3,311.4 A et B donnent l'allure générale des courbes qu'on rencontre le plus fréquemment.

Généralement, une pente positive régulière des courbes est plus facile à obtenir à admission réduite qu'à pleine admission.

On obtient souvent, surtout sur les multimoteurs à aile basse, une inversion des courbes aux grands angles d'incidence (fig. 3,311.4 A, courbes de réactions aux centrages 24 % et 26 %) (1).

L'effet déstabilisateur d'un recul du centrage est bien connu. De là l'existence d'une limite arrière de centrage, qu'on ne peut dépasser sans rendre l'avion instable longitudinalement. En fait, le recul du centrage joue plus sur la pente générale des courbes que sur leurs points d'inversion, lorsqu'elles en présentent. Il n'a pas d'effet sensible sur les oscillations amplifiées, ni sur leur vitesse limite.

L'effet des compensateurs aérodynamiques est généralement de diminuer la pente des courbes lorsqu'on les met à piquer, et de l'augmenter lorsqu'on les met à cabrer. Il y a souvent une position limite du compensateur dans le sens à piquer, qu'il ne faut pas dépasser pour ne pas rencontrer d'instabilité (v. fig. 3,311.4 B, calage des courbes 2, soit 3°30').

La détermination en vol de la limite arrière de centrage s'en trouve un peu compliquée, parce qu'il arrive souvent que lorsqu'on recule le centrage, l'avion peut rester stable si l'on consent une limitation supplémentaire des compensateurs dans le sens à piquer. Toute la question est de savoir quelle valeur on accepte pour la réaction résiduelle dans la commande, par exemple en palier à pleine admission.

### 3,311.5 Élasticité des commandes.

3,311.51 Nous allons étudier l'effet de l'élasticité des commandes sur la pente des courbes de déplacement.

Soit, figure 3,311.51 A, le diagramme qui donne l'allongement élastique de la commande en fonction de l'effort exercé sur elle, les conventions de signe étant les mêmes que précédemment.

Si la courbe des réactions en vol était une droite horizontale (fig. 3,311.51 B) l'effet de l'élasticité serait de donner à la courbe des déplacements une translation verticale.

(1) Le centrage exprime la position du centre de gravité de l'avion en % de la profondeur de corde d'un profil de référence arbitrairement choisi dans la voilure (souvent profil d'implanture).

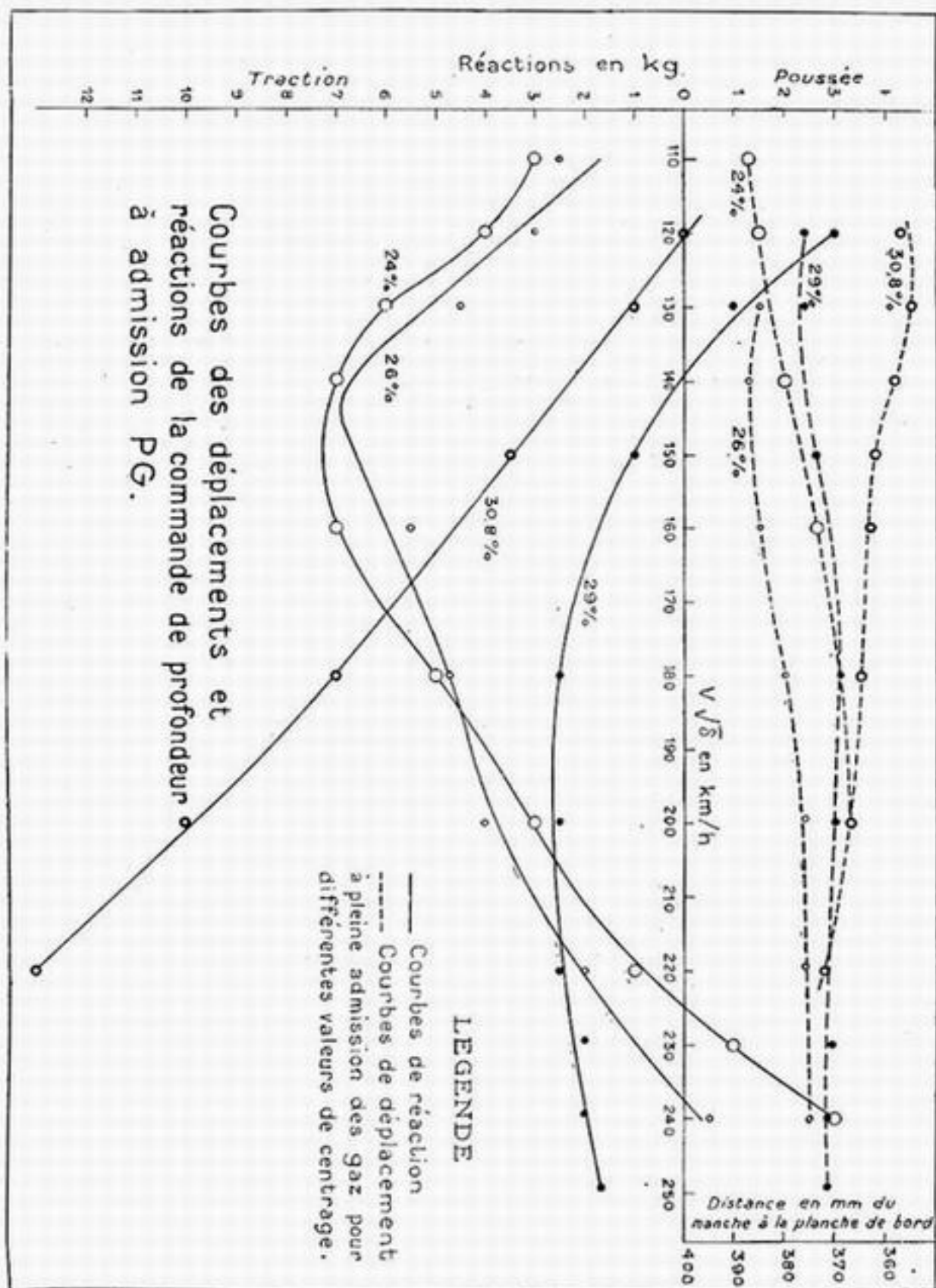


Fig. 3.311-4 A.

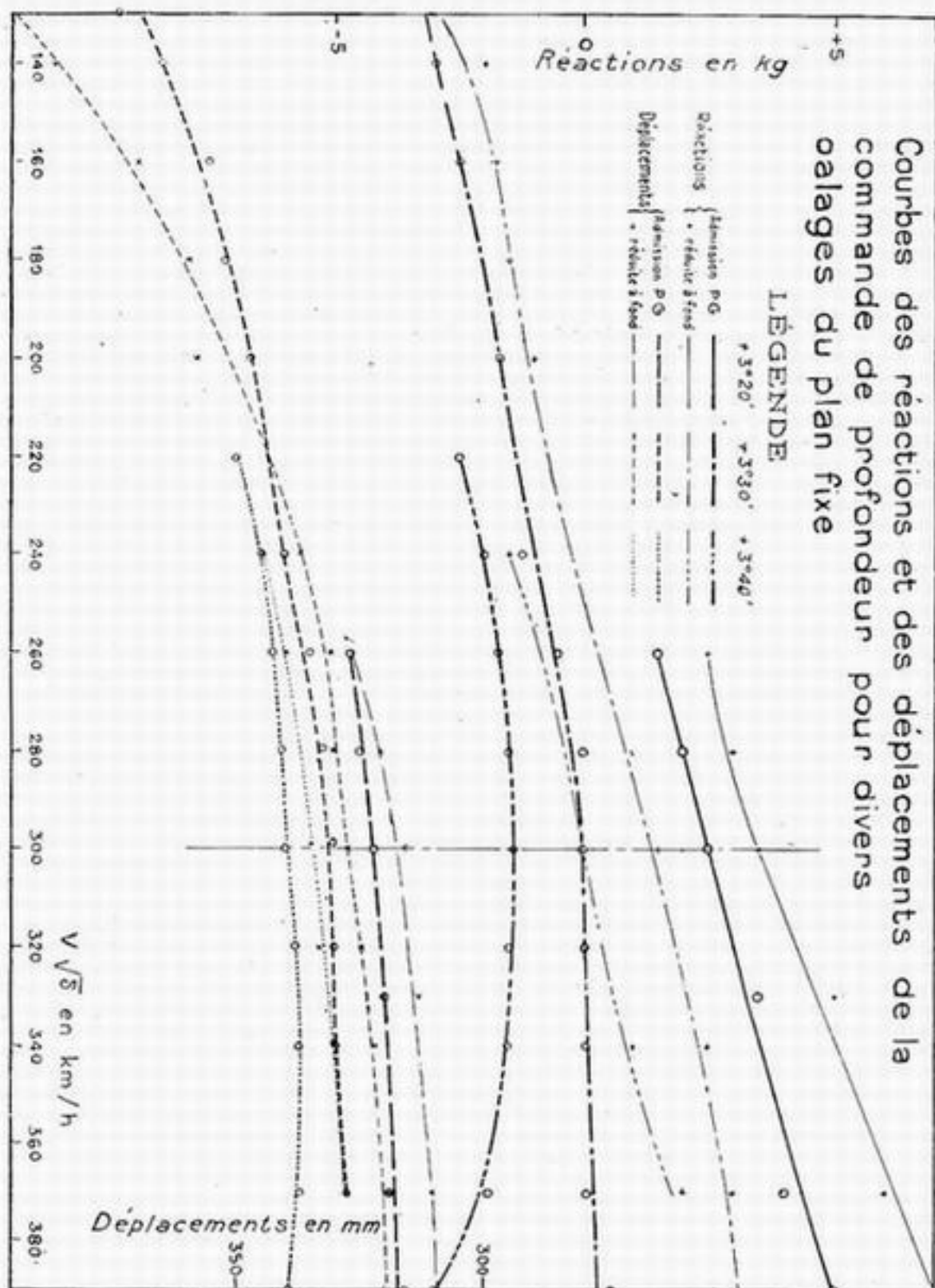


Fig. 3.311.4 B.

Si la réaction est croissante avec la vitesse (fig. 3,311.51 C) l'effet de l'élasticité est nul au point M; à droite, il augmente les déplacements d'une manière propor-

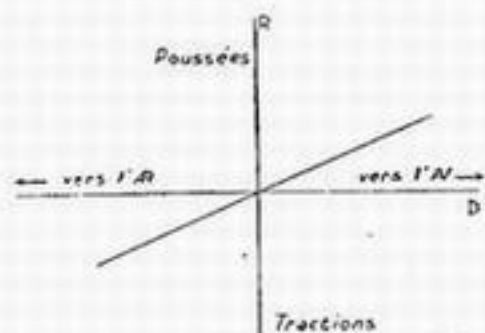


Fig. 3,311.51 A.

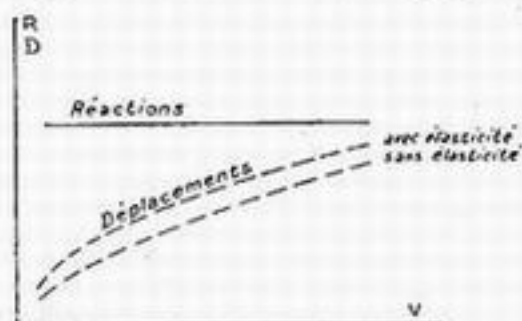


Fig. 3,311.51 B.

tionnelle aux réactions, c'est-à-dire croissante; de même, à gauche, il les diminue également d'une manière croissante. En définitive, l'élasticité *augmente la pente* des courbes de déplacements et peut même la rendre positive si elle était faiblement négative.

Un raisonnement identique montrerait que si la courbe des réactions était décroissante, l'effet de l'élasticité serait de *diminuer la pente* de la courbe des déplacements et même de rendre cette pente négative si elle était d'abord faiblement positive.

En résumé, l'élasticité joue dans un sens favorable sur la stabilité commande bloquée si les courbes des réactions sont de sens correct, défavorable dans le cas contraire.

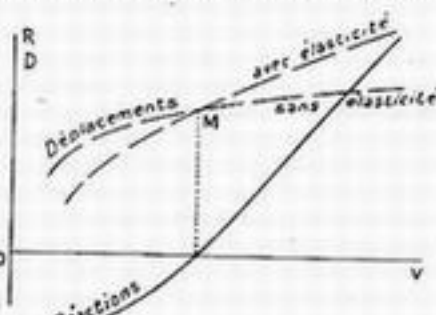


Fig. 3,311.51 C.

3,311.52

En conséquence, l'emplacement où l'on attelle un compensateur mécanique a une certaine importance pour les effets d'élasticité des commandes :

- si on l'attelle directement au guignol de la gouverne par exemple, il ne laisse pas subsister d'effort dans les commandes elles-mêmes et supprime par conséquent l'effet de l'élasticité, ce qui est favorable si la pente des déplacements était déjà plutôt trop forte.
- au contraire, si on l'attelle directement au manche, il laisse subsister cet effort, ce qui est favorable dans le cas d'une stabilité commande bloquée insuffisante, si la pente des courbes de réactions est de sens correct.

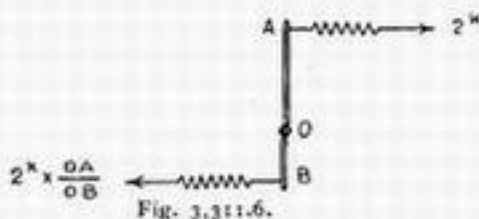
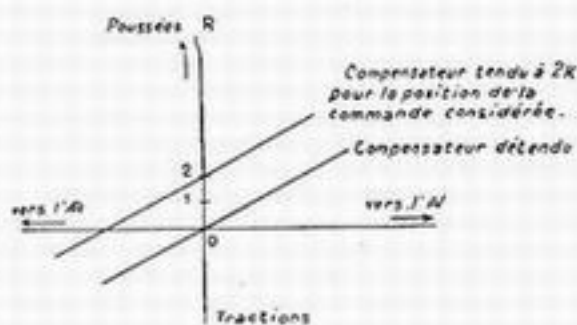


Fig. 3,311.6.

3,311.6

### Compensateurs mécaniques.

Nous allons étudier l'effet des compensateurs mécaniques sur la courbe de réactions.

Soit, figure 3,311.6, le diagramme donnant l'effort exercé par le compensateur en fonction du déplacement du manche



Supposons d'abord une pente positive (les conventions de signes des déplacements et des réactions étant les mêmes que celles faites pour les courbes) : c'est le cas normal d'un ressort ou d'un sandow appliqué directement sur le manche ou sur un guignol intermédiaire, dans un sens ou dans l'autre (c'est-à-dire que le compensateur soit attelé en A ou en B).

Un raisonnement analogue à celui fait plus haut pour l'élasticité montre clairement qu'un tel compensateur augmente la pente des courbes de réactions lorsque les déplacements ont une pente positive et les diminue dans le cas contraire.

On a ainsi la possibilité d'améliorer la stabilité commande libre d'un avion dont les courbes de réactions auraient une pente faiblement négative (cas d'un avion stable commande bloquée et instable commande libre : par exemple : légère surcompensation du plan mobile), à condition que les courbes de déplacements aient une pente franchement positive.

### 3,312 STABILITÉ TRANSVERSALE

3,312.0 La stabilité transversale est plus difficile à expérimenter que la stabilité longitudinale. Ceci tient à ce qu'il n'est pas possible de séparer les mouvements transversaux entre eux.

Au contraire, avec l'approximation des petits mouvements, le tangage peut être séparé des deux autres. On en profite pour piloter la gouverne de profondeur, au cours des essais de stabilité transversale, de manière à maintenir constante la vitesse, et par conséquent l'incidence, au cours d'une même mesure.

Comme pour la stabilité longitudinale, on rencontre des instabilités par engagement et des instabilités par défaut d'amortissement. Pour les premières, on convient de dire que l'avion est :

- stable, si, après une perturbation transversale, il revient au vol rectiligne;
- indifférent si, après perturbation, il reste en virage de vitesse angulaire constante du même ordre de grandeur que celle de la perturbation initiale;
- instable s'il s'engage en un virage se serrant de plus en plus.

#### 3,312.1 Courbes de déplacements et de réactions.

D'une manière analogue à ce qui se passe pour la stabilité longitudinale, l'instabilité par engagement est mise en évidence par l'établissement, en fonction de la vitesse, de courbes de déplacements et de réactions. Toutefois, il ne s'agit plus ici de mesurer ces éléments en vol rectiligne à la vitesse considérée, mais de déterminer pour l'une des gouvernes transversales (l'autre étant bloquée à la position du vol rectiligne) les valeurs des déplacements et réactions nécessaires pour maintenir l'avion en virage permanent de faible inclinaison (5 à 10° environ). La figure 3,312.1 donne des exemples de courbes de déplacements ainsi obtenues.

Il existe un couple de rappel :

- commandes transversales bloquées, si les déplacements sont dans le même sens que le virage;
- commandes libres, si la réaction se produit du même côté que le virage.

En effet, cela implique qu'il est nécessaire, pour maintenir l'avion en virage constant :

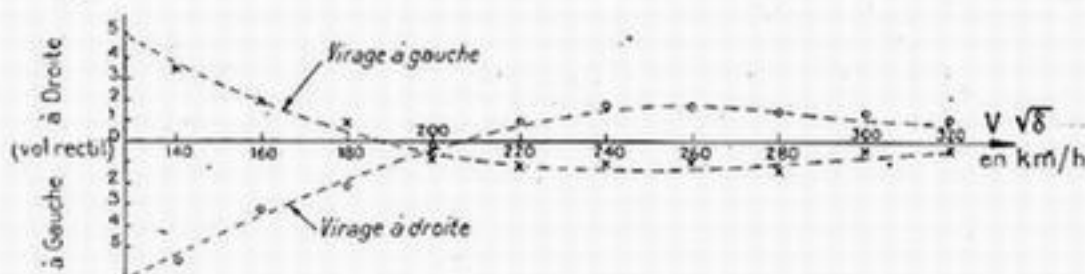
- dans le premier cas, de braquer la commande
- et dans le deuxième cas, de lui appliquer un effort, chaque fois dans le sens du virage.

D'où l'on peut déduire que si l'on ne donnait pas ce braquage, c'est-à-dire si on laissait la commande bloquée à la position de vol rectiligne — ou cet effort, c'est-à-dire si l'on abandonnait la commande — l'avion tendrait à diminuer son virage et à revenir au vol rectiligne initial : il n'est donc pas instable par engagement (cas de la fig. 3,312.1 aux vitesses supérieures à 200 Km/H).

Le raisonnement inverse, en remarquant bien qu'il s'agit de maintenir l'avion en virage *permanent*, c'est-à-dire d'empêcher que le virage ne se resserre,

### Courbes de déplacements des commandes transversales en virage faible permanent

(A) Déplac<sup>ts</sup> en mm de la c<sup>de</sup> de dir<sup>ct</sup>, la c<sup>de</sup> de gauchiss<sup>t</sup> étant bloquée en pos<sup>ts</sup> du vol rectil.



(B) Déplac<sup>ts</sup> en mm de la c<sup>de</sup> de gauchiss<sup>t</sup>, la c<sup>de</sup> de dir<sup>ct</sup> étant bloquée en pos<sup>ts</sup> du vol rectil.

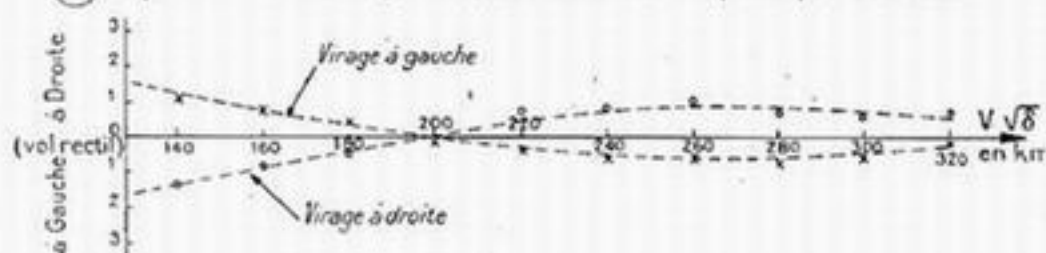


Fig. 3,312.1.

démontrerait l'instabilité dans le cas contraire qui est celui de la figure 3,312.1 aux vitesses inférieures à 200 Km/H (déplacements ou réactions de sens opposé au virage).

On retrouve ici un phénomène analogue à celui signalé en 3,311.13 et qui est tout à fait général : le maintien d'un état d'équilibre instable exige une action *en sens contraire* de celle par laquelle on l'a réalisé, à partir d'un état d'équilibre voisin.

Les courbes sont tracées soit pour le gauchissement, soit pour la direction, suivant le cas — l'autre gouverne étant maintenue bloquée.

Le lacet inverse (v. ci-après, réf. 3,315.2) qui fausse les mesures et crée des instabilités apparentes, étant plus fréquent que le roulis inverse, il serait théoriquement préférable de bloquer le gauchissement et d'opérer sur la direction. Mais, comme les mesures sur le gauchissement sont matériellement plus faciles, surtout sur les avions à manche à balai, où il est très difficile de bloquer le gauchissement tout en continuant à piloter la profondeur (1), on opère néanmoins en général sur le gauchissement en bloquant la direction, sauf en cas de lacet inverse caractérisé.

(1) Tandis que c'est facile sur les avions à volant, où celui-ci peut être bloqué en rotation ou lâché, le pilote continuant à agir sur la profondeur en manœuvrant directement la colonne qui porte le volant.

### 3,312.2 Inconvénients de l'instabilité transversale.

Elle est dangereuse aux grands angles, et notamment au décrochage (v. ci-après, réf. 3,315.3), où elle est génératrice de départs brutaux en vrille. Lorsqu'elle est très accentuée, elle peut concorder avec un risque de vrille à plat.

En vol normal, elle constitue une grosse gêne pour le pilotage sans visibilité, surtout avec les contrôleurs de vol anciens dont la bille ne sépare pas les variables (inclinaison latérale et mouvement de lacet). Les instruments gyroscopiques modernes atténuent cet inconvénient.

C'est d'ailleurs une remarque générale, que les remèdes aux difficultés rencontrées dans le vol des avions doivent être recherchés simultanément dans deux voies complémentaires : l'avion lui-même, et l'instrumentation ou l'équipement qui servent à sa mise en œuvre. On pourrait soutenir qu'un excellent pilote automatique enlèverait beaucoup d'importance à la question de la stabilité, si ce n'était une vérité permanente qu'il vaut toujours mieux s'attaquer à la cause même des maux auxquels il s'agit de remédier, plutôt qu'à leurs effets.

### 3,312.3 Mode opératoire.

L'étude aux faibles vitesses à pleins gaz, pour les avions dissymétriques (1) doués d'une forte vitesse ascensionnelle (avions à faible P/W, notamment avions de chasse) est très délicate par suite de la rapide variation de la densité de l'air, et par conséquent des conditions du vol. Le couple moteur varie très vite, et la nécessité de le compenser toujours exactement pour le maintien du vol rectiligne entraîne des changements de la position des commandes souvent plus importants que les quantités à mesurer.

On élimine cette difficulté en procédant par interpolation entre les altitudes de commencement et de fin d'expérience. On relève, par exemple, les braquages des commandes en vol rectiligne à 3.000 mètres, puis en régime de virage à 4.000 mètres, puis à nouveau en vol rectiligne à 5.000 mètres, ce qui permet de situer la lecture faite en virage par rapport à ce qu'elle aurait été en vol rectiligne à la même altitude de 4.000 mètres.

En raison du caractère particulièrement délicat des mesures relatives à la stabilité transversale, on exécute toujours des sollicitations autour du point où les courbes obtenues coupent l'axe des vitesses de manière à confirmer les courbes et à bien préciser la vitesse vers laquelle l'instabilité cesse.

Le mode opératoire est la transposition de celui déjà décrit en 3,311.3 à propos de la stabilité longitudinale.

### 3,312.4 Résultats.

Les avions sont généralement stables transversalement aux grandes vitesses. Ils sont souvent instables par engagement aux basses vitesses. Il existe alors une vitesse de transition (200 Km/H dans le cas de la fig. 3,312.1) pour laquelle ils sont indifférents.

Les courbes de déplacements à droite et à gauche sont en principe symétriques (cas de la fig. 3,312.1 B), mais pas toujours sur les avions dissymétriques, tels

(1) Dans l'état actuel des choses (c'est-à-dire en l'absence d'hélices doubles coaxiales sur un même moteur) cette classe comprend tous les monomoteurs et les multimoteurs à moteurs tournant dans le même sens.

que monomoteurs et bimoteurs à moteurs tournant dans le même sens (cas de la fig. 3,312.1 A).

Les oscillations très amplifiées sont exceptionnelles; les oscillations entretenues se rencontrent assez fréquemment sur les avions bi-dérives.

Le centrage exerce une certaine influence sur la stabilité transversale, mais beaucoup moindre que sur la stabilité longitudinale. L'influence principale est exercée par le dimensionnement des surfaces verticales de l'avion, et notamment des empennages verticaux, qui ne doivent être ni trop grands ni trop petits, mais adaptés dans chaque cas particulier selon les formes générales du fuselage.

### 3.313 LIMITE AVANT DE CENTRAGE

3.313.1 Les essais de stabilité étudiés précédemment permettent de déterminer la limite arrière que ne doit pas dépasser le centrage de l'avion en vol.

Pour avoir l'étendue complète de la zone dans laquelle doit être situé le centre de gravité, il reste à déterminer une limite avant, destinée principalement à éviter le risque de capotage, et qu'on détermine conventionnellement, sur les avions munis d'atterrisseurs, à roue arrière unique par la possibilité d'atterrissage normal en trois points.

Le centrage effectivement réalisé alors correspond à la configuration extérieure de l'appareil à l'atterrissage (notamment atterrisseurs sortis, hypersustentateurs braqués, etc...). Pour être comparé au précédent et donner l'étendue complète de la zone dont on dispose pour situer le centre de gravité, il doit être corrigé des variations de centrage entraînées par la sortie de l'atterrisseur, éventuellement le braquage des hypersustentateurs, etc... (1).

3.313.2 On a vu en 1,121.31 que le calage de la voilure et la hauteur des atterrisseurs peuvent intervenir dans la question, soit pour empêcher à tout centrage l'atterrissage sur trois points, si l'assiette de l'avion au sol se trouve au delà de celle qui correspond au  $C_x$  maximum de la voilure (ce qui est rare) — soit, plus généralement pour le faciliter au détriment de la vitesse d'atterrissage dans le cas contraire : l'atterrissage qui utiliserait au mieux les possibilités de la voilure conduirait alors à poser la queue la première.

Mais si nous nous en tenons au cas où ces questions sont convenablement résolues, c'est-à-dire au cas où l'incidence de la voilure est égale à celle du  $C_x$  maximum lorsque l'avion repose au sol sur trois points, l'avance du centrage donne une tendance « à piquer » qui ne peut être équilibrée en vol de régime que par un braquage supplémentaire de la gouverne de profondeur ou du plan fixe réglable, ce qui revient au même. La course « à cabrer » de la gouverne et éventuellement du plan fixe restant disponible pour la manœuvre d'atterrissage se trouve réduite d'autant.

Il arrive un centrage pour lequel cette course disponible ne permet plus d'atteindre l'incidence du  $C_x$  maximum, ce qui donne d'ailleurs une mesure de l'efficacité de la gouverne de profondeur — nous nous servirons de ce résultat en 3,315.1.

On peut avoir déjà une idée de ce centrage limite en examinant pour divers centrages la pente de la courbe des déplacements de la commande de profondeur à l'admission réduite à fond : lorsque pour un certain centrage le déplacement indiqué par la courbe, et qui correspond à l'équilibre à une vitesse voisine de la

(1) On a vu en 1,511.13 qu'il est souhaitable que les manœuvres à faire pour l'atterrissage correspondent à un recul du centrage.



vitesse d'atterrissage, arrive à être égal au débattement total de la gouverne vers le cabré, on ne dispose plus d'aucun débattement pour manœuvrer à cette vitesse, et on a probablement atteint, et même dépassé, la limite cherchée.

L'expérimentation doit cependant toujours être faite à l'atterrissage réel, car il s'agit d'un cas de vol d'évolution et non de régime, et les courbes tracées en vol de régime, si elles peuvent donner une idée de ce qui s'y passe, ne sauraient cependant en rendre compte d'une manière complète.

Pour ces essais, on exécute une série d'atterrissages en faisant varier progressivement le centrage vers l'avant, par exemple par déplacement de lest à l'intérieur d'un multimoteur à chaque atterrissage successif. Le pilote apprécie à quel moment il cesse de pouvoir atterrir sur trois points par un mouvement continu de la commande de profondeur — à l'exclusion des expédients divers par lesquels on arrive à réussir malgré tout l'atterrissage d'un avion centré trop en avant, par exemple tractions brutales successives de la commande de profondeur.

Pour rendre plus précise cette expérimentation, il est bon de s'assurer le concours d'un observateur extérieur, qui apprécie la nature exacte de l'atterrissage (sur trois points ou non).

### 3,314 VARIATIONS D'ADMISSION

Nous étudierons ici l'influence sur l'équilibre de l'avion de variations d'admission de tous les moteurs à la fois, considérés comme un ensemble unique, ce qui est destiné à figurer le cas de la panne totale de moteur, ou de la remise des gaz après un atterrissage manqué. La dissociation des différents moteurs sur les multimoteurs fera l'objet du § 3,317 ci-après.

#### 3,314.1 Effet longitudinal.

Si à partir de la pleine admission, par exemple, on réduit brusquement et totalement les gaz, l'avion s'il est stable longitudinalement va se mettre en descente. L'amplitude et la brutalité du mouvement d'abatée, commande de profondeur bloquée, dépendent des positions relatives des courbes de déplacements à pleins gaz et à l'admission réduite à fond. Commande de profondeur lâchée, cette indication est donnée par les courbes de réactions. On compare bien entendu les courbes correspondant à une même position du compensateur, qu'on suppose n'avoir pas eu le temps de manœuvrer.

3,314.11 Si nous cherchons l'écart entre les états de régime avant et après la variation d'admission, celui-ci est donné par l'écartement des courbes tracées à pleins gaz et à l'admission réduite à fond, cet écartement étant compté sur une horizontale, puisque nous raisonnons à position (commande bloquée), ou à réaction (commande libre) constante de la commande. L'évaluation du basculement de l'avion n'est d'ailleurs pas immédiate, car il faut tenir compte de la loi qui relie l'*assiette longitudinale de l'avion* à la vitesse, pour une admission donnée. Il ne serait pas difficile, en vue de cette exploitation, de relever, lors du tracé des courbes, les indications du clinomètre longitudinal et de porter sur l'axe des abscisses ou sur les courbes elles-mêmes des graduations supplémentaires en angles d'assiette (une pour chaque admission).

3,314.12 On peut se proposer au contraire l'étude du *premier mouvement* de l'avion, qui n'est pas forcément le même que le sens du mouvement définitif : par exemple

l'avion peut, après un léger cabré où il se freine, se mettre ensuite de lui-même en descente planée régulière — cas fréquent sur les hydravions à moteurs très surélevés.

Il faut alors raisonner à vitesse constante, la variation *instantanée* d'admission surprenant l'avion dans l'état de vol où il se trouve, et considérer l'écartement des courbes selon une verticale. Le premier mouvement de tangage sera d'autant plus brutal et accentué que l'écartement des courbes sera plus grand, ainsi qu'on peut le voir par un raisonnement analogue à celui employé plus haut pour mettre en évidence la stabilité longitudinale (réf. 3,311.11). Par exemple (v. fig. 3,314.12): l'avion qui volait en équilibre au point A se trouve brusquement placé, à la même vitesse  $V$ , au point B pour lequel la position de la commande correspondant au vol de régime serait plus en arrière que celle réalisée (commande bloquée). Tout se passe donc comme si, à partir de l'équilibre B, on avait poussé sur la commande, d'où, en attendant que l'équilibre s'établisse, un premier mouvement de piqué d'autant plus brutal et accentué que l'écart AB est plus grand.

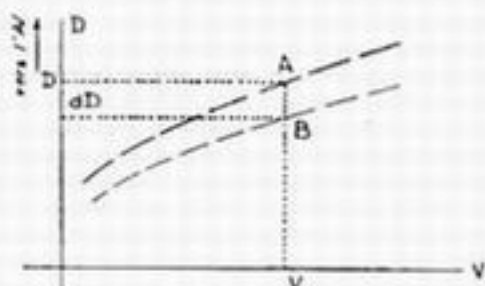


Fig. 3,314.12.

On voit donc que le premier mouvement sera de sens correct (piqué pour une réduction d'admission, cabré pour une augmentation) si la courbe correspondant à l'admission réduite à fond se trouve au-dessous de celle à pleins gaz. Parfois les deux courbes se coupent : le point d'intersection est un point d'indifférence.

Bien entendu, dans la réalité, la variation d'admission n'est jamais absolument instantanée, l'établissement progressif du nouveau régime d'équilibre se superpose au premier mouvement. Finalement, comme l'équilibre gaz réduits, en descente, correspond toujours, à vitesse égale, à une assiette plus à piquer que l'équilibre à pleins gaz, le fait de réduire les gaz un peu moins brusquement décale et étend la zone d'indifférence pratique un peu vers le haut, c'est-à-dire qu'une légère inversion de position des deux courbes est sans inconvénients.

3,314-13 Les inconvénients des tangages trop violents aux variations brusques d'admission résident surtout :

— dans le danger grave d'un cabrage excessif de l'avion (ou de réactions insoutenables, ce qui revient au même) à la remise brusque des gaz après un atterrissage manqué; de nombreux accidents, surtout en vol de nuit, ont eu cette cause;

— dans la perturbation de la visée, sur les appareils militaires et surtout sur les avions de chasse.

Il est donc essentiel que les courbes à l'admission réduite et à pleins gaz, aussi bien pour les déplacements que pour les réactions, soient aussi près que possible l'une de l'autre, pour un même calage du compensateur.

3,314-2 Effet transversal.

La question ne se pose en principe que pour les avions dissymétriques (monomoteurs à une seule hélice, ou multimoteurs de même sens de rotation). L'effet transversal, qui caractérise la compensation du couple d'hélice, parfois aussi

appelé « couple de renversement <sup>(1)</sup> » s'étudie d'une manière analogue à l'effet longitudinal. Les courbes tracées sont cette fois celles donnant en fonction de la vitesse les déplacements et les réactions des commandes transversales pour maintenir l'avion en vol rectiligne non dérapé (v. fig. 3,314.2). La position relative des courbes est, là aussi, très importante, ainsi que leur écartement.

3,314.3 Indépendamment de cette étude sur documents, on expérimente toujours effectivement l'influence d'une variation brusque du régime moteur, pour se rendre compte de la brutalité des phénomènes.

Au point de vue transversal, il est également intéressant d'observer l'ordre dans lequel les mouvements se produisent : roulis d'abord, ou lacet d'abord. Le premier cas est bien préférable pour éviter de troubler la visée, pour les avions qui servent d'affût à des armes fixes (avions de chasse), d'autant plus que les évolutions de combat comportent de fréquentes et brutales variations d'admission. On pourrait, pour les avions commerciaux, considérer au contraire qu'un mouvement de lacet soit préférable à un mouvement de roulis, pour le confort des passagers.

### 3,315 *ÉTUDE DES GOUVERNES*

3,315.0 Il reste là beaucoup de progrès techniques à réaliser, pour affranchir cette étude, comme celle des stabilités, de toute appréciation subjective, et lui donner un caractère parfaitement objectif et chiffrable.

Ce sont les qualités des gouvernes surtout qui procurent l'agrément du pilotage pour un vol de faible durée. Une appréciation sommaire et synthétique sur l'« agrément » d'un appareil au cours d'une brève prise en mains peut donner une indication d'ensemble assez bonne sur l'action des gouvernes, mais ne donne rien au point de vue des stabilités, qui ne commencent à devenir perceptibles à un pilote non averti, qu'au cours des vols de longue durée, à cause de la fatigue du pilotage incessant qu'entraîne l'instabilité.

#### 3,315.1 Action principale, action secondaire.

On étudie d'abord, dans toute la gamme des vitesses et des admissions, mais surtout aux basses vitesses, les actions principales des trois gouvernes :

- celle de la profondeur sur le tangage <sup>(2)</sup>;
- celle du gauchissement sur le roulis;
- celle de la direction sur le lacet;

ensuite leurs actions secondaires sur chacun des mouvements de l'avion autres que celui que la gouverne considérée est chargée de provoquer. Ces mouvements secondaires sont parfois appelés « induits »; par ex. : roulis induit (sous-entendre : « par la gouverne de direction »), lacet induit (sous-entendre : « par la gouverne de gauchissement »).

Comme la gouverne de profondeur a pour effet principal de faire varier l'incidence, donc la vitesse, les actions secondaires de cette gouverne sont souvent

(1) Nous étudierons plus loin (réf. 3,321.1) les dispositions généralement adoptées pour réaliser cette compensation.

(2) Nous avons vu en 3,313 que l'efficacité de la profondeur a déjà pu être appréciée au cours de la recherche de la limite avant du centrage (possibilité d'atterrissage sur trois points).

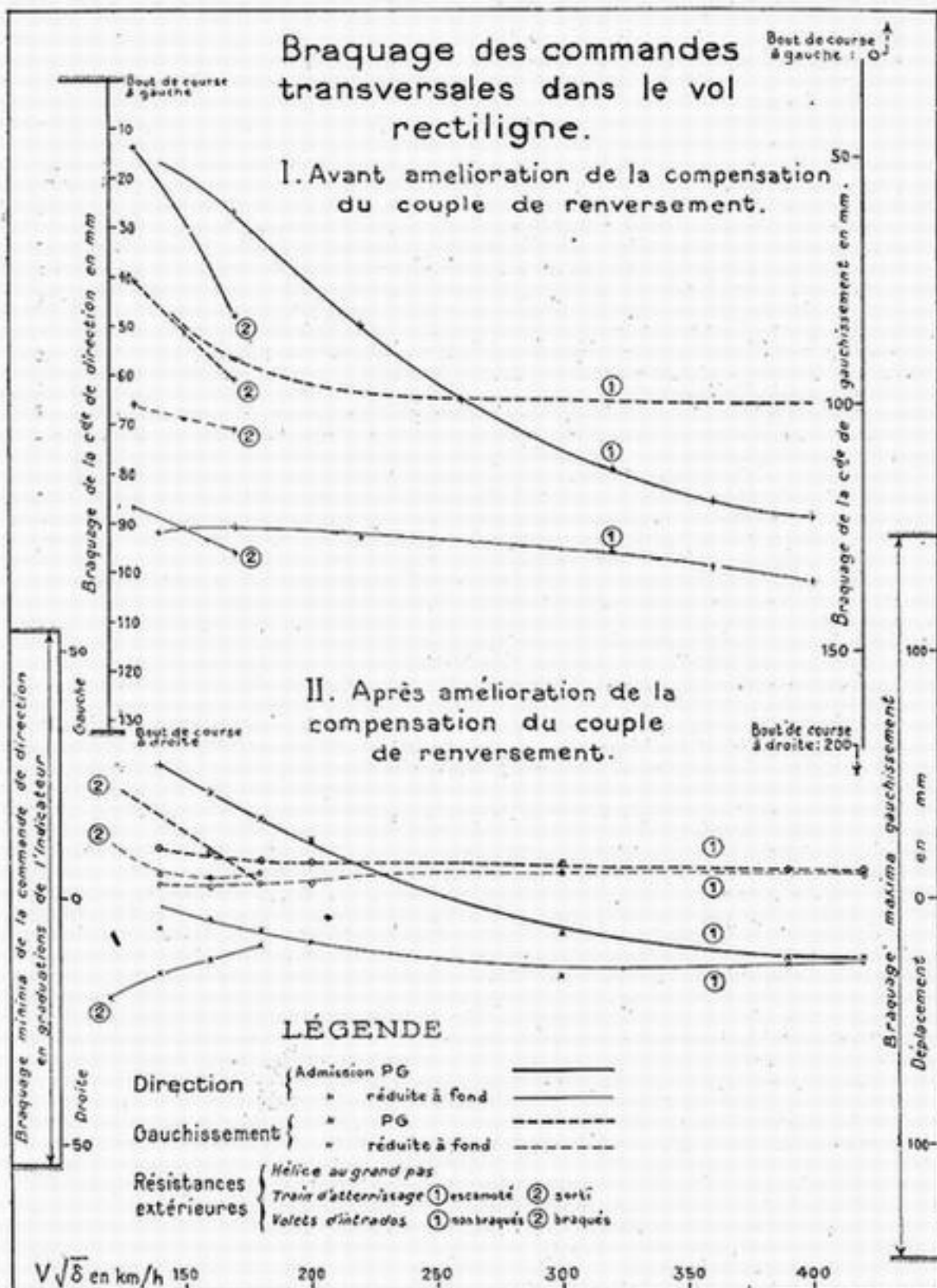


Fig. 3.314-2.



dues, en réalité, aux variations en fonction de la vitesse, de l'action des dispositifs adoptés pour compenser le couple moteur. (Cf. ci-après en 3,321.1.)

Les actions secondaires réciproques des deux gouvernes transversales sont les plus intéressantes à étudier. Elles caractérisent l'aptitude de l'avion à effectuer et redresser des virages avec une seule de ces gouvernes. Disons un mot des défauts qu'on peut rencontrer dans ces actions secondaires réciproques des gouvernes transversales.

### 3,315.2 Lacet induit, roulis induit.

3,315.21 Le lacet induit est dit « inverse » s'il est de sens opposé à l'action de la commande de gauchissement qui lui a donné naissance (par exemple, mouvement de lacet vers la gauche pour une action du gauchissement vers la droite) et entraîne par conséquent un fort dérapage.

Le lacet inverse s'expérimente de deux façons distinctes, la commande de direction étant, dans les deux cas, bloquée à la position du vol rectiligne :

- braquage extrêmement lent du gauchissement : durée de l'opération de l'ordre de 5 à 10 minutes pour parcourir toute la course du gauchissement;
- braquage rapide, ce qui ne veut pas dire brusque, mais sensiblement suivant les habitudes normales de pilotage.

On voit dans certains cas se développer d'une façon beaucoup plus caractérisée le lacet inverse en braquage lent, au point d'arriver parfois jusqu'à l'*inversion de l'action* des commandes (1). Par exemple, sur un avion de chasse déjà ancien, à faible vitesse à pleine admission (en forte montée), le braquage très lent du gauchissement à fond à gauche avait pour effet de mettre très progressivement l'avion en virage, d'abord très dérapé, puis finalement correct, à droite. Au contraire, le braquage à vitesse normale du gauchissement donnait bien une impulsion de lacet inverse, mais l'inclinaison latérale imprimée à l'avion était d'emblée suffisante pour que l'empennage vertical le mît en virage du côté désiré.

3,315.22 Le roulis inverse se définit et s'expérimente de la même façon que le lacet inverse, mais il est beaucoup plus rare.

3,315.23 Ces expériences se font non seulement, comme il a été dit, à l'engagement des virages, mais aussi au redressement, par une seule gouverne latérale, d'un virage normalement amorcé par les deux gouvernes. C'est là surtout que les actions inverses sont dangereuses, car elles sont beaucoup moins visibles pour un pilote non averti, à cause de la position inclinée de l'avion et de sa rotation par rapport aux repères fixes (horizon). Le pilote habitué à conduire un type d'avion où les actions induites sont de sens correct risque d'avoir instinctivement contracté l'habitude d'engager et surtout de redresser ses virages par l'action d'une seule des gouvernes transversales (la plus active des deux, par exemple, ou celle dont l'action induite est la plus forte) et la première fois qu'il exécute cette manœuvre avec un avion où l'action induite de cette gouverne est inversée, il voit le virage se resserrer en dérapant, par la manœuvre au moyen de laquelle il croyait l'arrêter. Si, se trouvant surpris, il insiste plus fortement, les choses s'aggravent, et pour peu qu'il soit près du sol et que son attention soit attirée ailleurs (cas fréquent des virages en prise de terrain) il percutera avant d'avoir pu s'y reconnaître. Beaucoup d'accidents mortels n'ont pas eu d'autre cause.

(1) Le mouvement de lacet tend à induire un roulis de même sens, puisque l'aile « marchante » ayant plus de vitesse que l'aile « pivotante » sa portance devient supérieure. Si le sens du mouvement de lacet est incorrect et les ailerons peu efficaces, ce roulis induit peut surpasser dans certains cas le roulis direct.

3,315-3 Étude des trois gouvernes au décrochage.

Moteur réduit à fond, on opère un « atterrissage fictif » à une altitude de sécurité. Lorsque le manche arrive presque à bout de course, l'avion fait généralement une abattée. Cette abattée se fait parfois dans l'axe, ou bien l'avion s'engage en vrille : on rétablit immédiatement l'appareil en rendant la main. Juste avant l'abattée, on expérimente chacune des gouvernes pour se rendre compte de leur efficacité.

On peut constater au moment du décrochage des phénomènes de braquage spontané, parfois violent, de gouvernes (notamment ailerons) ou encore des zones où certaines gouvernes sont complètement dépourvues d'action, par exemple la direction lorsque les hypersustentateurs sont braqués.

3,315-4 Étude en vol dérapé.

On étudie enfin les trois gouvernes dans le cas de vol dérapé rectiligne, pleins gaz et moteur réduit. On trace les courbes de déplacements et de réactions dans le cas de vol dérapé (voir fig. 3,315-4).

On recherche quelle est la gouverne qui limite dans chaque cas l'inclinaison transversale maximum qu'on peut atteindre : soit le gauchissement, lorsque celui-ci arrive à bout de course, — soit la direction lorsque, celle-ci arrivant à bout de course, il devient impossible d'empêcher l'avion de virer du côté où il est incliné.

On cherche enfin à mettre en évidence les surcompensations éventuelles des gouvernes dans le vol dérapé : il n'est pas rare de voir l'une ou l'autre des gouvernes se braquer spontanément à fond, parfois avec de fortes vibrations.

3,316 ROULEMENT AU SOL.

Ces essais comportent deux parties :

— d'une part, essais du système de suspension au point de vue souplesse et amortissement ;

— d'autre part, les essais de l'ensemble de l'avion au point de vue de sa tenue de route, stabilité de roulement, conduite au sol, etc....

La première partie porte principalement sur la qualité des amortisseurs avant et arrière. On peut utilement adjoindre un accélérographe sur l'avion au cours de ces essais.

La deuxième partie, jusqu'à présent peu développée, mais qui prend de jour en jour plus d'importance (voir ci-après réf. 3,40), consiste à apprécier les qualités de conduite de l'avion au sol qui sont la résultante de ses caractéristiques de rouleur pur et de ses caractéristiques aérodynamiques aux très basses vitesses.

En toute rigueur, on devrait faire intervenir aussi l'étude de la stabilité au roulement dans la détermination de la limite arrière de centrage, du moins sur les avions à roue arrière unique, puisque (comme nous le verrons en 3,411.211 et en 3,412.13) le centrage influe beaucoup sur cette stabilité. On n'a pas pris l'habitude jusqu'à présent de faire de cette question un élément déterminant et *quantitatif* de fixation de la limite arrière — mais ce peut être en tout cas un argument important pour ne pas reculer exagérément le centrage d'un avion en service, même s'il n'en résulte rien de prohibitif pour la stabilité en vol.

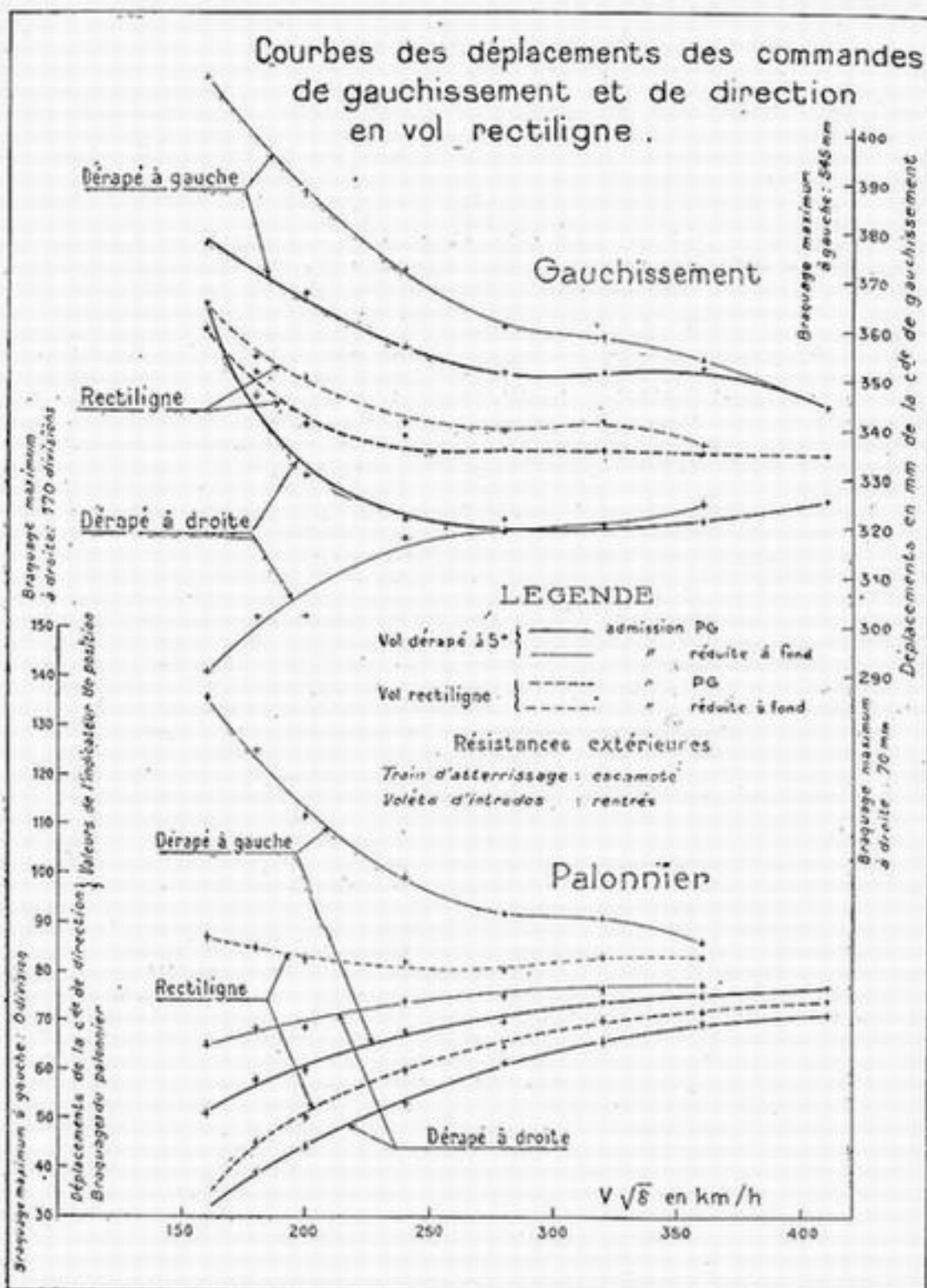


Fig. 3.315-4.

On étudie en même temps l'action du freinage : rapidité du freinage et du défreinage, progressivité, efficacité du répartiteur, etc...

### 3,317 *MOTEURS STOPPÉS SUR MULTIMOTEURS*

#### 3,317.0 Performances et qualités de vol.

Il faut bien distinguer dans cette étude les questions de performances (possibilité de tenir ou non le vol en palier à une certaine altitude et avec une certaine charge) et les questions de qualités de vol (pilotage de l'avion, en palier ou non, avec un moteur stoppé) qui font proprement l'objet de la présente étude.

3,317.01 . Les qualités de vol ont d'ailleurs une répercussion sur les performances. Si la tenue de l'avion en vol rectiligne est impossible à une certaine vitesse, la possibilité éventuelle de vol en palier à cette vitesse perd évidemment tout intérêt. D'autre part, le mode de pilotage qu'on est conduit à adopter pour conserver le vol rectiligne influe également sur la possibilité de tenir ou non le palier selon la grandeur des résistances passives supplémentaires introduites par l'action des gouvernes.

C'est ainsi que l'étude systématique des qualités de vol a permis d'améliorer dans certains cas les performances avec un moteur stoppé. On peut, en effet, tracer la courbe donnant les vitesses verticales en fonction de la vitesse sur la trajectoire pour chacun des divers modes de maintien de l'avion en trajectoire rectiligne : avec la direction seule, ou le gauchissement seul, ou avec un certain dosage de ces deux commandes (v. ci-après 3,317.21).

On constate, en général, que le pilotage avec peu de gauchissement est plus favorable à l'obtention de vitesses verticales positives, et c'est ainsi qu'on a pu rendre possible à pleine charge le vol en palier avec un moteur stoppé d'un bimoteur sur lequel c'était jusque-là impossible, en augmentant seulement sa gouverne de direction pour lui permettre de tenir le vol rectiligne sans avoir besoin d'agir exagérément sur le gauchissement.

3,317.02 Il ne faut pas oublier qu'un bimoteur qui a un moteur stoppé à pleine charge est toujours au voisinage de son plafond et qu'il faut, par conséquent, voler à un angle d'attaque très élevé et donc à une vitesse très réduite à laquelle souvent les pilotes répugnent à descendre par crainte de la perte de vitesse. C'est ce qui explique nombre d'accidents notamment en vol de nuit dans lesquels on n'a pas tenu l'avion en palier, non pas faute d'en avoir la possibilité, mais seulement faute d'avoir choisi les conditions de pilotage correspondant à cette possibilité.

#### 3,317.1 Étude longitudinale et étude transversale.

Au point de vue des qualités de vol, on étudie l'effet de l'arrêt d'une partie des moteurs :

- accessoirement et rapidement, sur la tenue longitudinale de l'avion, pour analyser et séparer les effets longitudinaux dus aux souffles d'hélice de chaque groupe de moteurs;
- beaucoup plus à fond, sur la tenue transversale de l'appareil.

En principe, on réalisera donc successivement *tous* les cas différents (1)

(1) Ne sont pas considérés comme différents deux cas rigoureusement symétriques l'un de l'autre (en position et sens de rotation des moteurs) par rapport au plan vertical de symétrie de l'avion.



qu'on peut obtenir en stoppant un ou plusieurs moteurs. La seule différence entre l'étude longitudinale et l'étude transversale au point de vue du nombre de cas à étudier, est que la seconde n'est pas intéressée par les dispositions intérieurement symétriques qu'on peut ainsi obtenir, puisqu'elles ne donnent aucun déséquilibre transversal, tandis que la première doit les envisager.

Par exemple, on étudiera, au point de vue longitudinal :

- sur un quadrimoteur en tandem (ex. Farman 221) : l'arrêt simultané des deux moteurs avant, puis celui des deux moteurs arrière, leur effet de souffle longitudinal (cabreur ou piqueur) pouvant être fort différent;
- sur un quadrimoteur frontal, l'arrêt simultané des deux moteurs centraux, puis celui des deux moteurs extrêmes, etc...

tandis que si ces moteurs sont deux à deux symétriques en rotation, leur arrêt simultané n'intéresse pas l'équilibre transversal de l'avion.

### 3,317.2 Étude transversale.

Cette mention un peu théorique étant faite, nous ne nous occuperons plus désormais que de l'expérimentation au point de vue transversal, de beaucoup la plus importante.

Elle comporte diverses études :

3,317.21 On examine d'abord la possibilité de tenir l'avion en vol rectiligne avec une seule des gouvernes transversales, l'autre étant bloquée à la position correspondant au vol rectiligne à admission égale à tous les moteurs. En général, aux vitesses élevées (l'avion est alors en descente) cette condition est toujours possible à satisfaire, mais plus on diminue la vitesse (avion en palier, ou même en montée), plus le braquage à donner à la commande sur laquelle on agit devient important. Lorsque la commande arrive à bout de course, on a atteint la vitesse limite correspondant à cette gouverne.

Pour que l'avion soit correct, cette vitesse limite (au moins pour la gouverne de direction agissant seule) doit être inférieure à la vitesse en palier avec moteur stoppé. Il est très souhaitable qu'elle ne dépasse pas la vitesse de montée optima. Pour certains avions particulièrement corrects, elle est même égale à la vitesse de décrochage, c'est-à-dire que la gouverne de direction suffit seule au vol rectiligne avec un moteur stoppé dans toute la gamme des vitesses réalisables.

3,317.22 On étudie ensuite les possibilités d'évolution avec une seule des gouvernes transversales, l'autre étant bloquée comme précédemment. Il est évident que cette vitesse limite est légèrement supérieure à la précédente, d'une quantité qui dépend de l'efficacité des gouvernes au voisinage de leur braquage total et aussi de la violence des dérapages obtenus dans ces cas de vol. Par exemple, il arrive que dans le pilotage au gauchissement seul, palonnier bloqué, on ne puisse tenir l'avion en vol rectiligne qu'au prix d'un dérapage tel qu'il apparaît un lacet inverse très violent, surtout au redressement, même sur un avion qui en était pratiquement dépourvu à admission égale des moteurs. Les virages ne sont alors possibles raisonnablement, aux ailerons seuls, qu'à une vitesse sensiblement supérieure à la vitesse limite de tenue en vol rectiligne, pour laquelle le redressement des virages ne présenterait aucune sécurité.

3,317.23 On étudie aussi les actions et réactions des gouvernes dans ces conditions de vol, où il arrive fréquemment qu'en raison du dérapage, on rencontre des surcompensations anormales, des braquages spontanés, des battements.

3,317.24 L'ensemble des essais qui précèdent est d'abord effectué sans se servir des compensateurs transversaux.

On utilise ensuite ces compensateurs et on observe si la réduction qu'ils opèrent dans les réactions est suffisante, et même s'il est possible, par exemple, de voler avec un moteur stoppé toutes commandes libres.

3,317.25 Pratiquement toutes ces études peuvent se dégrossir rapidement sur des diagrammes, et c'est pourquoi on commence par tracer les courbes donnant les braquages et les réactions des gouvernes transversales avec un moteur stoppé, en fonction de la vitesse sur la trajectoire. L'interprétation de ces courbes dans le sens indiqué ci-dessus en 3,317.21 et 3,317.24 est alors évidente, mais on fait toujours au voisinage des vitesses limites une expérimentation effective à titre de confirmation.

3,317.26 Les régimes d'équilibre ayant été analysés au cours de l'étude précédente, on étudie ensuite l'effet d'une variation brusque d'admission à un seul moteur (cas de la panne brusque de moteur, notamment au décollage). On recherche en particulier si l'engagement de l'avion est possible à arrêter par l'action seule des gouvernes, ou s'il est tellement brutal que son redressement impose la réduction du ou des moteurs restants.

Cette étude se fait à une altitude de sécurité, d'abord en intervenant immédiatement lors de la réduction brusque des moteurs, ensuite en conservant les commandes bloquées à la position initiale pendant un certain temps (de l'ordre de deux secondes) destiné à figurer l'effet de surprise produit par une panne brusque sur un pilote qui ne s'y attend pas.

Dans tous ces cas, on s'attache à déterminer aussi approximativement que possible la perte d'altitude nécessaire pour reprendre le contrôle de l'avion.

### 3,318 *ETUDE DES ACROBATIES*

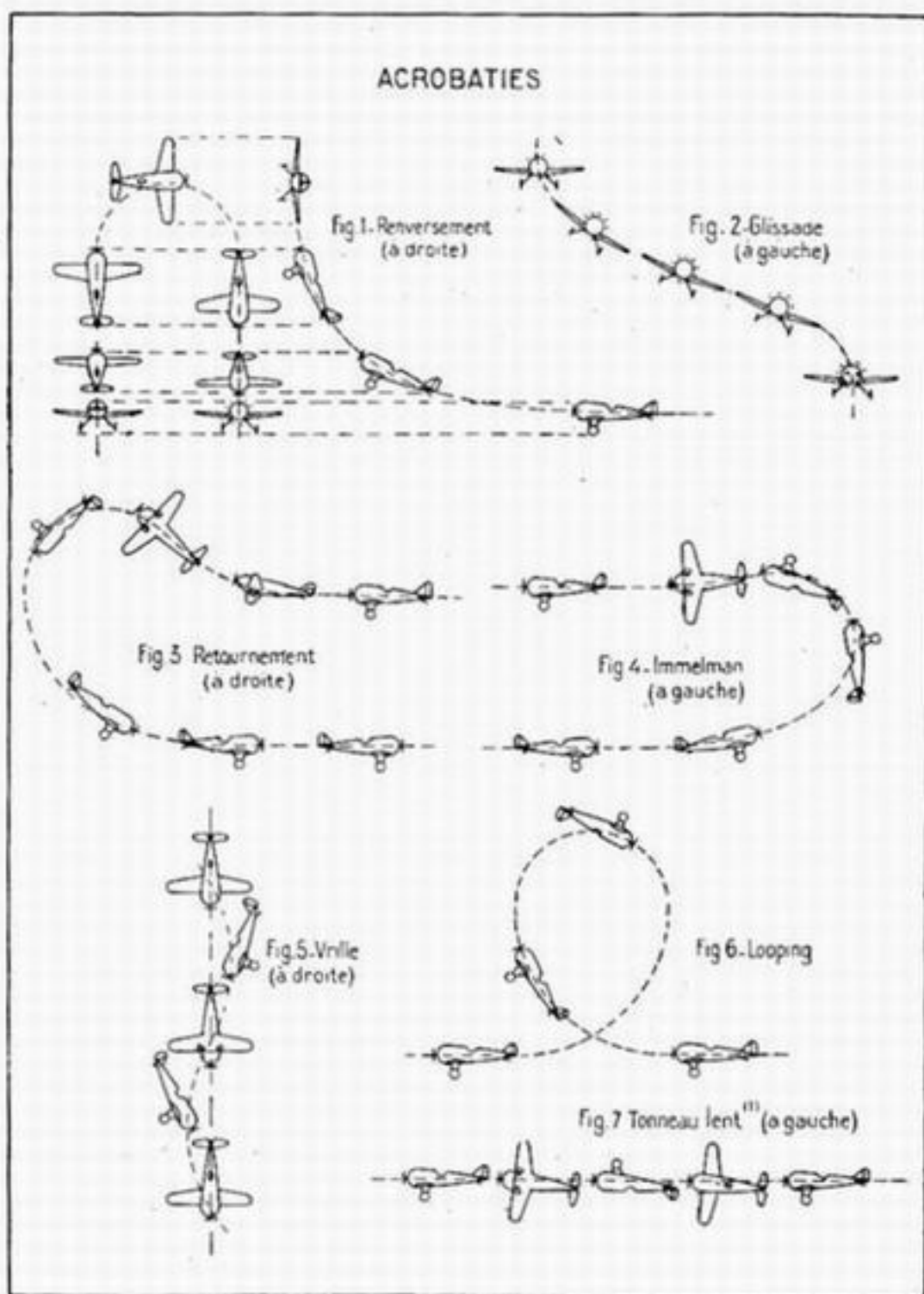
L'étude des acrobaties, ou de la voltige aérienne, se fait surtout sur les avions-école et sur les avions de chasse.

#### 3,318.1 Généralités.

Les figures usuelles de l'acrobatie classique, dont les principales sont schématisées ci-après par la fig. 3,318.1, sont les suivantes :

- Piqués prononcés;
- Chandelles aussi prolongées que possible;
- Renversement : changement de direction de  $180^\circ$  sensiblement dans un plan vertical, sans perte ni gain d'altitude, avec basculement de l'avion par la gouverne de direction au sommet d'une chandelle verticale;
- Retournement : demi-tonneau suivi d'un demi-looping, c'est-à-dire changement de direction de  $180^\circ$ , sensiblement dans un même plan vertical, avec une légère perte d'altitude (comporte de l'autorotation);
- Looping : boucle verticale;
- Tonneau : lent, c'est-à-dire sans autorotation — et déclenché, c'est-à-dire avec autorotation (vrille d'axe horizontal);
- Rétablissement ou virage Immelman : contraire du retournement (demi-looping, suivi d'un demi-tonneau lent); changement de direction de  $180^\circ$  sensiblement dans un même plan vertical, avec un gain d'altitude d'autant plus fort que l'excédent de puissance est plus grand;
- Virages très serrés (dits « à la verticale »). On étudie notamment la susceptibilité de l'appareil à l'autorotation en raison de la forte incidence;

- Glissade : cette étude se confond avec celle du vol dérapé rectiligne déjà faite;
- Vol inversé (pour les avions munis d'une carburation ad hoc), et éventuellement acrobatie inversée : looping à l'envers, etc.;



(1) Dans le tonneau déclenché, l'incidence est plus grande et la trajectoire plus hélicoidale.

Fig. 3,318.1.

— Vrille : autorotation déclenchée d'axe vertical.

On observe au cours de ces figures le comportement de l'avion, la facilité d'exécution correcte, l'efficacité et les réactions des commandes, etc.

3,318.2 Vrille.

Nous insisterons un peu sur cette dernière figure acrobatique, qui jouit parfois d'un prestige bien immérité, car le pilote n'y est pour rien (elle est faite par l'avion seul) mais présente, par contre, des dangers certains.

En effet, indépendamment de son action physiologique sur l'équipage, qui peut être très brutale sur les avions où la vrille est rapide, elle risque parfois de se transformer en vrille à plat. Celle-ci correspond à des incidences très élevées (45 à 80°); les gouvernes sont alors généralement masquées et n'ont plus d'efficacité, mettant le pilote dans l'impossibilité de l'arrêter. La rotation en vrille à plat peut se faire autour d'un axe vertical passant par un point de l'avion ou franchement en dehors de celui-ci. Ce dernier cas est physiologiquement très dangereux, car le pilote violemment centrifugé peut être gravement incommodé, et surtout risque de ne pouvoir vaincre la force centrifuge pour évacuer l'avion en parachute.

Enfin, on rencontre en vrille, et d'une manière générale dans l'autorotation (tonneau déclenché), des exemples d'inversion de la réaction de la commande de profondeur, qui se plaque violemment contre le pilote; si celui-ci, incommodé par l'accélération de la vrille, n'a pas la force de réagir, le mouvement se prolonge jusqu'au sol.

Aussi l'expérimentation systématique de la vrille sur un prototype nécessite-t-elle certaines précautions : en particulier, expérimentation *préalable* des stabilités et des gouvernes aux grands angles d'incidence. De plus, les Américains ont souvent équipé leurs prototypes d'un petit parachute d'empennage dont l'ouverture est commandée par le pilote, pour déséquilibrer l'avion tombé en régime stable de vrille à plat. Ce dispositif, uniquement destiné à parer à l'effet de surprise d'un avion inconnu, est ensuite abandonné lorsque la vrille s'est révélée non vicieuse et que l'avion est commandé en série.

On étudie l'action et les réactions des gouvernes :

- à la mise en vrille;
- au cours de la vrille (effet de chacune des gouvernes sur le dosage de la vitesse de rotation);
- à l'arrêt de la vrille (retard éventuel).

3,319 *VOL EN ATMOSPHERE AGITEE - VIBRATIONS*

3,319.1 En atmosphère agitée, on étudie :

- le comportement de l'avion en présence de remous : intensité des accélérations de translation (verticale) et de rotation (amplitudes et brutalités respectives du tangage, du roulis et du lacet);
- la défense dont dispose le pilote : efficacité et réactions des gouvernes.

3,319.2 On récapitule d'une manière systématique, en la précisant au besoin par des expérimentations plus fouillées, l'étude des vibrations constatées dans les divers cas et aux diverses admissions, notamment :

- en survitesse,
- aux très basses vitesses (buffeting),
- dans le roulement au sol,
- en atmosphère agitée,
- avec un moteur stoppé, pour les multimoteurs,
- au cours des acrobaties, pour les avions acrobatiques.



## 3,32 - DISPOSITIONS CORRÉLATIVES

Nous avons vu au Chapitre Premier quelques dispositions générales importantes, notamment l'emplacement des empennages pour les sortir des sillages (réf. 1,411.1), l'arrangement des empennages verticaux contre les risques de vrilles dangereuses (réf. 1,423), etc... Au début du présent chapitre nous avons parlé des précautions essentielles à prendre contre les mauvais écoulements. Toutes ces questions concernent, bien entendu, grandement les qualités de vol. Il nous reste, pour compléter le tour d'horizon, à voir quelques points particuliers.

3,320

## FACILITÉ DU PILOTAGE.

Il faut d'abord noter que la facilité de pilotage d'un avion n'est pas caractérisée surtout par une vitesse d'atterrissage faible comme on le croit souvent. En effet, les avions à vitesse d'atterrissage faible sont — tout au moins dans leur configuration d'atterrissage — peu chargés au mètre carré de voilure, et par conséquent sujets au « bouchonnage » par mauvais temps, c'est-à-dire à une agitation très forte due aux remous. Le pilotage s'en trouve compliqué au voisinage du sol, c'est-à-dire au moment le plus critique.

D'autre part, les avions à vitesse d'atterrissage faible sont souvent dangereux à la remise des gaz après un atterrissage manqué, par suite des conséquences qui accompagnent la suppression des dispositifs hypersustentateurs qui avaient été mis en œuvre au début de l'atterrissage pour obtenir cette vitesse faible.

Ces raisons expliquent et justifient le peu de succès réel comme avions de tourisme des avions gagnants des concours dits de sécurité, tels que les concours Guggenheim et les challenges internationaux des avions de tourisme. Ainsi le Fieseler « Storch », avion très remarquable au point de vue concours et qui a rendu depuis d'immenses services dans des applications militaires (1), l'avion polonais RWD 9, gagnant retentissant d'un challenge de tourisme à Varsovie, ne se sont guère répandus dans la clientèle privée : leur pilotage n'est pas à la portée de n'importe quel débutant.

Les facteurs les plus importants de la facilité de pilotage sont aujourd'hui par ordre d'importance :

— l'atterrisseur tricycle, qui facilite beaucoup le décollage pour un pilote novice puisque l'assiette longitudinale de l'avion est toute réglée (pour un débutant qui hésite il n'est pas très facile d'assurer à la commande de profondeur l'équilibre longitudinal instable de l'avion roulant sur deux roues seulement), et aussi l'atterrissage puisqu'il évite à la fois les rebonds et les chevaux de bois qui sont les principales manifestations de la maladresse des débutants (Cf. 1,532.32);

— les qualités de vol à l'atterrissage, et d'une manière générale aux basses vitesses : il est beaucoup plus important que l'avion ait des gouvernes parfaitement efficaces jusqu'aux plus basses vitesses qu'il peut atteindre que de chercher à abaisser ces vitesses en valeur absolue;

— les qualités de vol dans le pilotage sans visibilité et en atmosphère agitée, et notamment de bonnes stabilités longitudinale et transversale et de bons amortissements : le pilote se trouve ainsi mis à l'aise et délivré d'une certaine appréhension et d'une fatigue qui le conduisent à se crispier; la facilité et la sécurité du pilotage, surtout chez les débutants, se ressentent plus qu'on ne pourrait croire du *moral* du pilote.

(1) A cause de la possibilité d'emploi de terrains très exigus, seul avantage réel des faibles vitesses d'atterrissage mais qu'il ne faut pas confondre avec la facilité de pilotage.

### 3.321 ROTATION DES MOTEURS

#### 3.321.1 Compensation du couple d'hélice.

La rotation d'une hélice dans l'air engendre une réaction qui donne à l'avion une tendance à tourner en sens inverse.

Le couple de réaction des hélices doit être compensé sur les avions dissymétriques, c'est-à-dire monomoteurs à une seule hélice ou multimoteurs à hélices tournant dans le même sens. On le compense par plusieurs moyens.

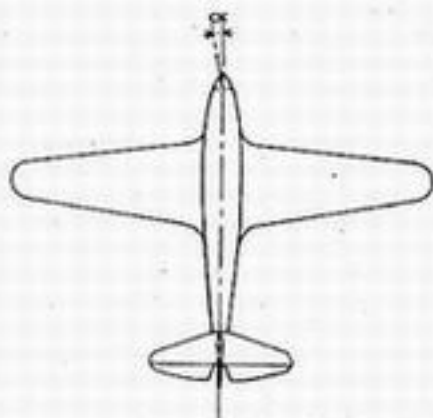
L'un des plus simples est de donner une incidence différente aux deux côtés de la voilure. Ce moyen est médiocre parce qu'il ne réalise la compensation du couple moteur que pour un vol de régime donné. Si l'avion, sans variation d'admission ni de couple, se met en descente ou en montée et va ainsi plus ou moins vite qu'il n'était prévu, l'effet de la différence d'incidence sur les plans n'a plus la valeur nécessaire pour l'équilibre latéral et incline l'avion.

On peut aussi réaliser la compensation du couple moteur en donnant à la dérive un certain calage angulaire par rapport au plan de symétrie, ou, ce qui revient au même, un profil dissymétrique. Ce moyen est un peu moins mauvais que le précédent, parce que, bien que le calage soit fait pour un régime déterminé, l'organe qui réalise cette compensation se trouve dans le souffle d'hélice, par conséquent son effet dépend un peu de l'admission. Lorsqu'il y a des variations brusques d'admission, l'effet du souffle d'hélice corrige ainsi automatiquement, au moins en partie, les variations d'équilibre.

Enfin on peut compenser le couple moteur par un bâti-moteur incliné latéralement (v. fig. 3.321.1). L'intérieur d'un capotage qui restitue à l'ensemble extérieur une apparence symétrique. Ce procédé, souvent employé conjointement avec les autres, a l'avantage de compenser le dérapage qu'ils introduisent.

Il est essentiel cependant de noter que la meilleure façon de compenser le couple de réaction de l'hélice est certainement de le supprimer, par l'emploi (même sur un seul moteur) de deux hélices tournant en sens inverse.

L'ensemble des forces extérieures, ou des réactions de l'air sur l'avion, est alors parfaitement symétrique, et peu importe la rotation du moteur dans un sens déterminé : on peut dire, si l'on veut une expression imagée, que le moteur prend appui sur l'une des deux hélices pour faire tourner l'autre et réciproquement; bref c'est affaire uniquement de forces intérieures au système et le mouvement extérieur n'en est pas affecté.



Compensation du couple-moteur par décalage du bâti-moteur.

Fig. 3.321.1.

3.321.2 Moteurs symétriques ou de même sens sur les bimoteurs.

3.321.21 Pour la raison qui vient d'être dite, sur les bimoteurs l'emploi de moteurs symétriques est certainement préférable pour les qualités de vol. En effet, le couple total est nul, il n'y a donc plus lieu de le compenser. D'autre part, sur un bimoteur symétrique les écoulements de part et d'autre du fuselage sont beaucoup plus symétriques eux-mêmes et il en résulte un effet heureux au point de vue stabilité et action des empennages.

3.321.22 Malheureusement, les qualités de vol ne sont pas les seules choses à prendre en considération en la matière. Des raisons très importantes d'interchangeabilité, d'une part, et de fabrication industrielle d'autre part, conduisent à préférer des



Moteur 1 supra divergents



Moteurs supra convergens

Fig. 3.321.30.

moteurs tournant dans le même sens. On comprend que si tous les moteurs tournent dans le même sens on fera plus facilement les remplacements nécessaires avec un volant de rechanges (moteurs et hélices) (1) plus réduit. D'autre part, au point de vue industriel, dans la fabrication des moteurs eux-mêmes, c'est une complication supplémentaire d'être obligé de faire des jeux de pièces symétriques et non identiques.

Pour toutes ces raisons les moteurs tournant dans le même sens ont été jusqu'ici presque unanimement adoptés à l'étranger (2). En France, même, où les bimoteurs latéraux présentaient tous, ces dernières années, des moteurs symétriques, on en vient maintenant à imposer des moteurs tournant dans le même sens, quitte à prendre des mesures pour que les qualités de vol restent acceptables.

Il faut alors doubler la compensation puisque les couples d'hélices s'ajoutent au lieu de s'annuler.

Il y a aussi un autre inconvénient : sur un bimoteur non symétrique, il y a un moteur défavorable au point de vue du vol avec un moteur stoppé (voir ci-après, 3.321.32).

3.321.23 Un expédient permettrait de concilier les deux points de vue. Il consisterait à faire des réducteurs tournant en sens inverse. La complication industrielle et les réserves de rechanges nécessaires se trouveraient diminuées dans le rapport du prix du réducteur à celui du moteur. Malheureusement le problème des hélices resterait entier.

La meilleure et la véritable solution de la difficulté — au prix malheureusement d'un certain alourdissement — consiste, là encore, à équiper chaque moteur de deux hélices tournant en sens inverse. C'est ce qu'on fait déjà pour les groupes de deux moteurs accolés avec transmission (2), rien n'empêche de le faire pour un seul moteur. Des réducteurs de ce genre sont d'ailleurs à l'étude dans tous les pays.

3313 Sens de rotation des bimoteurs symétriques.

3.321.30 Dans les bimoteurs symétriques, il reste un choix à exercer au sujet du

(1) Ne pas oublier que les hélices sont une des parties de l'avion les plus sujettes à détériorations accidentelles, donc un des problèmes de rechanges les plus aigus.

(2) Notons cependant que sur Heinkel 177 les deux groupes motopropulseurs doubles DB 610, entraînant chacun une seule hélice, tournent en sens contraire (supra-divergents). Il en est de même du Lockheed P 38 « Lightning ».

sens de rotation des deux moteurs. On appelle supra-convergente la disposition des hélices dont les pales en position haute convergent vers le plan de symétrie de l'avion, et supra-divergente la disposition contraire (v. fig. 3,321.30).

3,321.31

On a vu plus haut (3,311.4) qu'un inconvénient fréquent au point de vue longitudinal sur les bimoteurs est l'inversion des pentes des courbes de déplacements ou de réactions à l'admission plein gaz. Le sens relatif de rotation des moteurs a un grand effet sur ce phénomène.

En effet, le souffle d'hélice influe fortement sur la stabilité. On peut l'expliquer grossièrement de la façon suivante. La torsion du souffle donne à la vitesse des filets d'air en arrière de l'hélice une composante verticale qui varie d'une manière sinusoïdale selon le site, mais qui est en gros descendante dans le demi-cercle où les pales descendent, et ascendante dans l'autre demi-cercle. Il

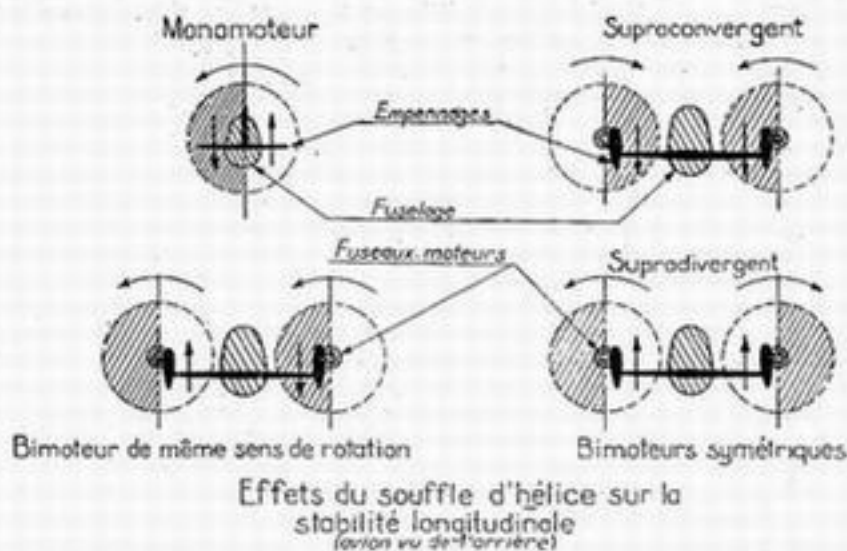


Fig. 3,321.31.

Effet du souffle d'hélice sur la stabilité longitudinale (avion vu de l'arrière).

en résulte que la déflexion <sup>(1)</sup> déjà produite par la voilure, qui diminue l'incidence effective des empennages et par conséquent leur efficacité, se trouve augmentée par l'hélice d'un côté et diminuée de l'autre. La figure 3,321.31 montre que pour un monomoteur les effets sur les deux moitiés droite et gauche de l'empennage horizontal se compensent à peu près <sup>(2)</sup>. Pour un bimoteur, les axes d'hélice se trouvant sensiblement à l'aplomb des extrémités d'empennages, les effets des deux moteurs se compensent l'un l'autre <sup>(3)</sup> s'ils sont de même sens de rotation et s'ajoutent s'ils sont symétriques (v. fig. 3,321.31). On voit de plus que la déflexion sur l'empennage est fortement accrue par des moteurs supra-convergens, et diminuée par des moteurs supra-divergents. Cette dernière disposition est donc plus favorable au point de vue de la stabilité longitudinale : elle diminue l'écart entre la stabilité à pleine admission et la stabilité moteurs réduits.

Dans un plaidoyer qu'il a publié en faveur de son avion dissymétrique Blohm und Voss BV 141, l'Ingénieur Allemand R. Vogt signale que lorsqu'on a déporté vers la gauche l'empennage horizontal de ce monomoteur, on s'est aperçu qu'il suffisait d'une surface moindre que celle de l'empennage horizontal

(1) Voir Annexe XIII. On rappelle que la diminution d'incidence qui en résulte pour les empennages est sensiblement égale à la moitié de l'incidence de l'aile, comptée à partir de la portance nulle.

(2) Nous supposons ici que l'axe du souffle reste parallèle au plan de symétrie de l'avion. En réalité, il présente dans la vue en plan une déviation dont il faudrait tenir compte pour un raisonnement plus rigoureux.



symétrique initial, ce qui confirme la théorie précédente. M. Vogt va jusqu'à préconiser l'extension de cette disposition aux monomoteurs monofuselages de type classique.

3,321.32

Il faut aussi considérer la question du vol avec un moteur stoppé pour laquelle la disposition supra-convergente est toujours meilleure.

Dans cette disposition, en effet, chacun des moteurs présente un couple de réaction qui tend à incliner l'avion de son côté. Si l'un des moteurs stoppe brusquement, l'un des deux couples de réaction qui se faisaient équilibre disparaît, et l'autre devient prépondérant et tend par conséquent à incliner l'avion du côté du moteur restant en action. Cette circonstance est heureuse, car les autres effets de ce moteur tournant seul (couple de lacet dû à l'excentrement de la traction, couple de roulis dû à l'augmentation de portance de la portion d'aile soumise au souffle d'hélice) donneraient à l'avion une forte tendance à virer du côté du moteur stoppé. Les effets se compensent donc partiellement.

Lorsque les moteurs tournent dans le même sens il y a donc un cas de panne plus défavorable que l'autre : c'est celui de l'arrêt du moteur supra-convergent.

3,322

## PROPORTIONS D'EMPENNAGES

Empennages horizontaux :

- Surface totale : de 17 à 24 % de la surface de l'aile.
- Proportion entre partie fixe et parties mobiles : très variable; en général en France on met assez peu de volets mobiles (25 à 35 % de l'ensemble de l'empennage horizontal). A l'étranger, Amérique et Angleterre surtout, on atteint jusqu'à 50 %.

Empennages verticaux :

- Surface totale, en totalisant les deux empennages verticaux sur les avions bidérives : de 8 à 12 % de la surface de l'aile.
- Proportion respective des parties mobiles par rapport aux parties fixes : très variable : de 40 à 60 ou même 70 % (davantage encore sur les planeurs de vol à voile).

3,323

## DÉFAUTS DES GOUVERNES

3,323.1

### Lacet inverse.

3,323.10

Au point de vue des ailerons nous avons vu qu'un des défauts graves les plus fréquents est le lacet inverse.

Ce défaut est généralement dû à ce que l'aileron qui s'élève présente une augmentation de traînée moindre que l'aileron qui s'abaisse, quand on ne prend pas de précautions particulières. Il en résulte pour l'aile dont l'aileron s'abaisse, une tendance à se freiner, et donc à devenir l'aile pivotante et non l'aile marchante. Il y a donc intérêt à disposer des artifices pour augmenter la traînée de l'aileron qui se lève.

L'un des plus élémentaires consiste à adopter un braquage différentiel, le braquage vers le haut étant plus grand que le braquage vers le bas (par exemple

le double), ce qui est facile à réaliser par une cinématique appropriée de la commande.

Toutefois, il est bon de chercher à améliorer le dessin des ailerons eux-mêmes. Citons à cet égard les principales dispositions suivantes :

### 3.323.11 *Ailerons Frise.*

Le tracé particulier de ces ailerons est indiqué sur la figure 3.323.11.

On a surtout cherché par ce tracé à créer un couple de lacet favorable au virage. L'aileron qui s'élève engendre une trainée supérieure à celle de l'aileron qui s'a-

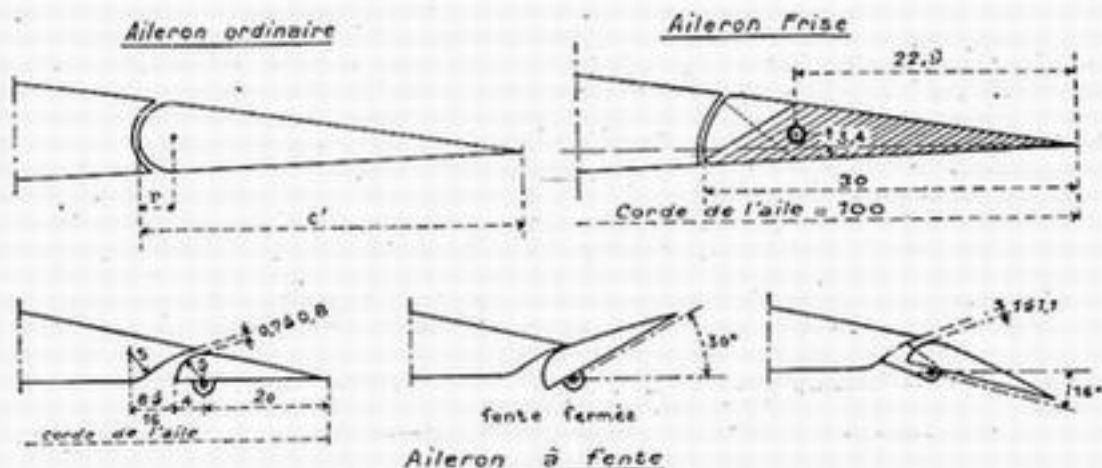


Fig. 3.323.11.

baisse. Du fait de la position de l'axe d'articulation, l'aileron Frise est par ailleurs compensé, et facile à équilibrer statiquement et dynamiquement. Il est employé par exemple sur l'avion de chasse britannique Hawker « Typhoon ».

Sur certains ailerons Frise, la surface compensatrice est gauchie, le pointillé sur la figure représentant la coupe de l'aileron à l'extrémité de l'aile. Cette disposition complique la construction, mais elle a l'avantage de diminuer nettement les moments de charnière.

### 3.323.12 *Ailerons à fente.*

Le tracé d'ailerons de cette sorte est indiqué sur la figure 3.323.11 (les chiffres indiqués sont des valeurs en % de la corde d'aile).

En position abaissée l'aileron ouvre une fente qui a pour effet d'augmenter la sustentation de la portion d'aile intéressée; au contraire, du côté de l'aileron relevé, la fente est obturée à fond de course. On obtient de ce fait, pour les grands angles d'incidence, une augmentation importante du couple de roulis par rapport à celui des ailerons ordinaires. Par contre, le lacet inverse reste à craindre si les deux ailerons se braquent de la même quantité et on doit adopter un braquage différentiel. Le tracé de ces ailerons fait qu'ils sont, eux aussi, compensés et faciles à équilibrer. La position de l'axe de charnière doit être déterminée avec soin, faute de quoi on observerait une inversion des moments de charnière à certains régimes.

### 3.323.13 *Intercepteurs.*

Le constructeur Handley-Page a imaginé de placer sur l'extrados une petite surface qui se relève verticalement quand l'aileron se braque vers le haut, de façon à créer un couple de lacet favorable au virage (voir figure 3.323.13).

Comme cet intercepteur diminue en même temps la portance, il peut remplacer l'aileron dont la présence n'est plus nécessaire.

Des dispositions analogues ayant le même objet se rencontrent sur le bimoteur

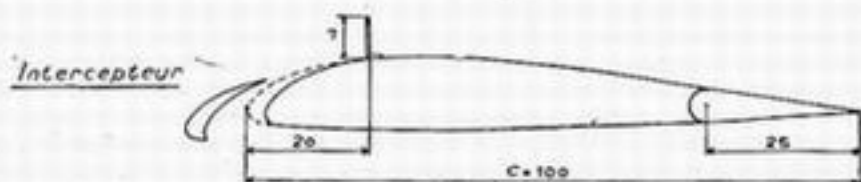


Fig. 3.223.13.

de transport Bréguet 500 : là, l'intercepteur, au lieu d'être près du bord d'attaque, se trouve au bord de fuite, juste en avant de l'aileron.

### 3.323.2 Zones d'inefficacité.

On rencontre parfois des gouvernes qui présentent une inefficacité, une espèce de zone neutre au voisinage de leur position médiane. Cela tient à ce que la gouverne se trouve dans un sillage créé par la partie fixe. Les Américains utilisent



Fig. 3.323.2.

contre ce défaut un remède qui consiste à renfler la gouverne (v. fig. 3.323.2). La correction de ce défaut est très nécessaire sur les avions militaires, en particulier sur les avions de chasse où la gouverne de direction est l'organe principal de visée.

## 3.324 *AUTOROTATION*

### 3.324.1 Principe.

La forme de la polaire au voisinage du  $C_{L\text{ maximum}}$  a beaucoup d'importance au point de vue de la brutalité du « décrochage », quelquefois appelé aussi plus improprement « perte de vitesse ».

L'explication en est simple.

Aux incidences faibles, si une perturbation incline latéralement l'avion, l'aile descendante acquiert du fait de ce mouvement un accroissement d'incidence auquel correspond une augmentation de la portance, qui tend à arrêter le mouvement de roulis — pendant que l'aile qui se relève voit diminuer son incidence et par conséquent aussi sa portance.

Tout mouvement de roulis de l'avion fait donc apparaître, aux incidences usuelles de vol, un couple d'antirotation qui tend à rétablir l'équilibre latéral de l'appareil.

Au contraire, lorsqu'on arrive à l'incidence du  $C_{L\text{ maximum}}$ , l'augmentation d'incidence que subit l'aile descendante correspond cette fois à une diminution de portance. Il est vrai que la portance diminue aussi pour l'aile montante, mais

comme les deux ailes se situent de part et d'autre du maximum de  $C_x$ , tout dépend de l'allure de la polaire dans cette région.

### 3.324.2 Divers cas rencontrés.

Si, comme on le trouve sur certains profils, la portance décroît rapidement après le  $C_x$  maximum, la chute de portance est plus forte sur l'aile descendante que sur l'aile montante : le mouvement tend donc à s'entretenir et à donner une autorotation (vrille). Les ailerons, non seulement ne peuvent rien pour s'opposer à ce mouvement, mais au contraire leur manœuvre dans le sens qui, aux faibles incidences, s'y oppose, le favorise ici (1), puisqu'elle provoque encore une augmentation d'incidence apparente du côté de l'aileron qui s'abaisse, c'est-à-dire en définitive du côté de l'aile qui descend et qui a déjà trop d'incidence.

L'avion sera sujet au décrochage brutal avec départ en vrille.

Si au contraire la polaire est très aplatie au sommet, l'effet sur les deux ailes à l'incidence du  $C_x$  maximum est sensiblement le même : l'avion décroche sans brutalité et la perte de vitesse n'entraîne pas une tendance automatique à l'auto-rotation et à la vrille. Ceci ne veut pas dire d'ailleurs qu'on ne pourra pas provoquer volontairement la mise en vrille par une action sur les gouvernes, notamment par l'introduction d'un dérapage (voir ci-après en 3,324.32). Il suffit d'ailleurs de dépasser franchement l'incidence du  $C_x$  maximum pour que l'aile montante voie augmenter sa portance et pour que le départ en autorotation soit inévitable quel que soit le profil.

Il existe enfin des profils pour lesquels, au delà du  $C_x$  maximum, on rencontre de véritables discontinuités ou indéterminations en ce qui concerne la valeur de leur portance : ces profils se présentent particulièrement mal au point de vue du décrochage et du risque de vrille dangereuse.

### 3.324.3 Essais en soufflerie.

Certains essais en soufflerie ont montré que les régimes d'auto-rotation à moyenne et grande incidence sont parfois séparés par un palier plus ou moins long, où il n'y a pas d'auto-rotation.

3.324.31 On peut d'ailleurs, d'une façon simple, délimiter les zones des incidences où l'auto-rotation est possible.

Pour explorer toute la gamme des incidences jusqu'à  $90^\circ$ , il est commode de considérer non plus les projections de la force aérodynamique sur des axes liés au vent ( $C_x$  et  $C_z$ ) comme nous l'avons fait jusqu'à présent, mais sa grandeur vectorielle ( $C_r$ ), somme géométrique de ses deux projections. Avec une approximation grossière mais suffisante pour le but que nous nous proposons, on peut dire que ce vecteur reste à peu près normal au plan de l'aile (sur la fig. 3,324.31,  $\beta$  reste pratiquement égal à  $i$ ); en tout cas, son orientation par rapport à l'avion, et par conséquent par rapport à l'axe d'inertie de roulis, ne subit pas de brusque variation. On peut donc, pour se faire une idée de son effet sur l'auto-rotation, raisonner uniquement sur sa grandeur et dire, en généralisant le raisonnement fait tout à l'heure sur le  $C_x$  maximum, qu'il y aura auto-rotation si  $dC_r/di < 0$ .

Or le rayon-vecteur, sur une polaire établie en prenant la même échelle pour les  $C_x$  et pour les  $C_z$ , représente la résultante aérodynamique  $C_r$ .

(1) C'est la raison pour laquelle on recommande parfois sur certains avions, pour partir plus sûrement en vrille volontaire, de « croiser les commandes », c'est-à-dire de donner du gauchissement en sens inverse de l'action de la commande de direction, qui détermine le sens de la vrille.



Il est alors facile de déterminer les zones d'autorotation par le tracé des cercles de centre O, tangents à la polaire. (V. fig. 3,324-31.)

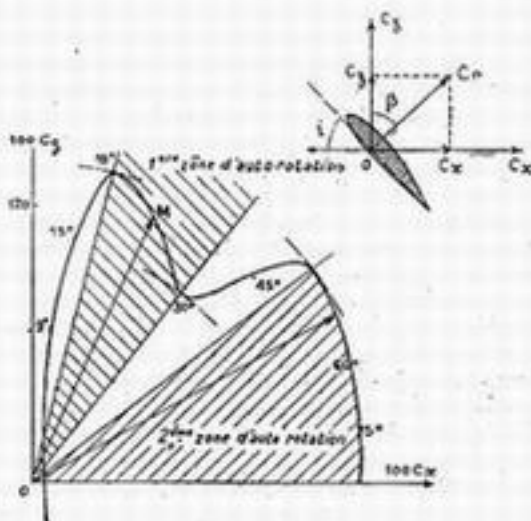


Fig. 3,324-31.

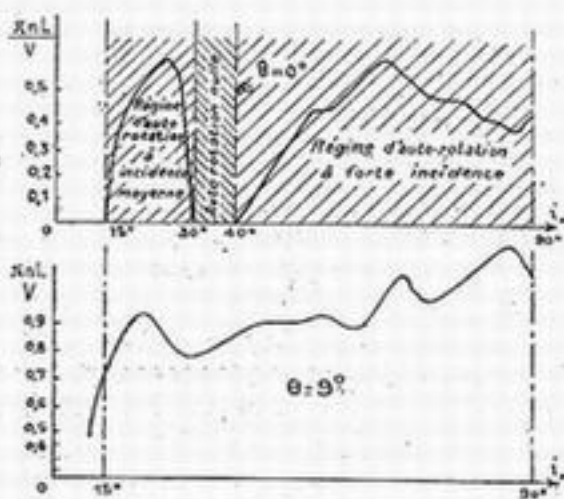


Fig. 3,324-32.

3,324-32

Les résultats d'essais d'autorotation en soufflerie sont traduits par des diagrammes établis en portant en abscisses les valeurs de  $i$ , et en ordonnées les valeurs du rapport sans dimensions :  $\frac{\pi n L}{V}$ , où  $n$  est le nombre de tours par seconde, et  $L$  l'envergure de l'aile.

La figure 3,324-31 donne des résultats d'essais déjà anciens, effectués : en haut sans dérapage ( $\theta = 0$ ), en bas avec  $\theta = 9^\circ$ .

On voit sur ces courbes :

1° Que le dérapage favorise l'autorotation, puisque sur le deuxième diagramme l'autorotation commence à un angle d'incidence plus faible que dans le premier — de là la manœuvre qui consiste, pour le départ en vrille volontaire, à agir à fond sur la gouverne de direction, de manière à imprimer à l'avion un fort dérapage.

2° Que l'effet du dérapage est tel que l'intervalle d'autorotation nulle du premier diagramme, pour  $\theta = 0$ , disparaît (1) quand  $\theta = 9^\circ$  : l'autorotation est entretenue de façon continue de  $i = 10^\circ$  à  $i = 90^\circ$ .

L'avion étudié ici se met donc en vrille normale pour des incidences à partir de  $15^\circ$  (premier régime d'autorotation à incidence moyenne) et en vrille à plat pour les incidences supérieures à  $40^\circ$  (deuxième régime d'autorotation à forte incidence).

Cette étude, qu'il faudrait reprendre sur des maquettes d'avions plus modernes, donne une idée du rôle primordial de l'empennage vertical et de la stabilité de route puisque le dérapage favorise l'autorotation jusqu'à supprimer la démarcation entre les deux régimes, ce qui montre la possibilité pour un avion manquant de stabilité de route aux grands angles d'entrer dans une vrille normale se transformant d'elle-même en vrille à plat.

3,324-33

Ce qui précède se rapporte aux essais en soufflerie ordinaire, sur maquette tenue par un montage spécial.

Il convient de rappeler qu'il existe des souffleries verticales permettant

(1) Pour la maquette dont les résultats d'essais sont reproduits ici.

l'étude de la vrille sur maquette entièrement libre, le courant d'air étant réglé de façon que la maquette en régime permanent de vrille ne monte ni ne descende, et reste ainsi longtemps dans le champ d'observation. Il est important pour de tels essais que la maquette reproduise non seulement la similitude géométrique ou aérodynamique de l'avion, mais aussi une similitude mécanique aussi approchée que possible (inerties notamment).

### 3.324.4 Dispositions préventives.

3.324.41 Comme on l'a vu en 3,213.22, le profil d'aile n'est pas forcément le même tout le long de l'envergure. Au point de vue de l'autorotation, le rôle des extrémités d'ailes est prépondérant, à cause du grand bras de levier des actions aérodynamiques dont elles sont le siège. C'est donc là surtout qu'on veillera à choisir un profil ne présentant pas de tendance trop brutale à l'autorotation. De plus, on gauchira la voilure, en donnant (cf. 3,215.3) à ces profils d'extrémité une incidence de construction moins forte qu'au reste de la voilure : ainsi, le « décrochage » affectera le centre de l'aile avant les extrémités, et l'abattée restera à peu près axiale, ou tout au moins sa dissymétrie sera atténuée.

Nous verrons également en 12,112.2 que les planeurs de vol à voile présentent communément un décalage des profils encore plus grand, dont le but principal n'est d'ailleurs pas exactement celui-là, mais plutôt d'éviter l'engagement en spirale serrée. Cependant il n'est pas douteux qu'il en résulte pour eux en ce qui concerne l'autorotation un bénéfice d'autant moins négligeable qu'ils volent toujours aux grandes incidences et que le risque de départ en vrille (par exemple sur une rafale) est permanent.

3.324.42 Enfin, il faut noter, au point de vue de l'autorotation, l'amélioration qu'on peut obtenir par des fentes de bord d'attaque.

La note technique n° 598 du NACA montre que l'incidence d'autorotation recule brusquement pour une longueur de fentes égale à la demi-envergure et reste sensiblement constante — ou même décroît légèrement — pour une longueur supérieure. Lorsqu'on a surtout en vue la défense contre l'autorotation, on se bornera donc à équiper de fentes la moitié extrême des ailes; il faut noter qu'alors on renonce à peu près à tout effet d'hypersustentation d'ensemble.

C'est sensiblement le cas du Messerschmitt 109 (fentes automatiques) et du monoplace français d'entraînement Caudron 690 (fentes fixes). Une tentative dans ce sens a été faite aussi sur Lockheed 14, mais au moyen de fentes (d'ailleurs discontinues) taillées dans l'épaisseur de l'aile, comme nous l'avons vu en 3,214.12. Elle est restée assez inefficace, sans doute par suite d'un développement insuffisant en envergure.

3.324.43 Rappelons également que la forme en plan de l'aile a une certaine importance au point de vue de l'autorotation. En effet, nous avons souligné en 3,215.31 que l'effilement et l'amincissement de la voilure surchargent les extrémités d'ailes, et par conséquent les exposent davantage au décrochage prématuré. Il faut donc résister à la tentation des effilements excessifs.

Assurément, ces inconvénients peuvent être contrebalancés par le gauchissement dont nous venons de parler en 3,324.41, mais pour éviter d'être entraîné à des excès dans cette voie, on fera bien de modérer aussi l'amincissement aussi bien que l'effilement de l'aile.

## 3,4 - ÉVOLUTIONS AU SOL

---

3,4°

### HISTORIQUE.

Longtemps les atterrisseurs n'ont fait l'objet d'études sérieuses qu'au point de vue de la résistance, tant pour leur solidité propre que pour les efforts transmis au reste de l'avion. On ne s'intéressait pratiquement qu'au mode d'absorption de l'énergie lors du choc à l'atterrissage et du roulement rapide au sol, c'est-à-dire finalement à la souplesse et à l'amortissement du système de suspension. Nous étudierons ces diverses questions en 4,4.

Mais la stabilité et la maniabilité de l'avion au sol, en tant que véhicule rouleur — questions pourtant considérées comme de première importance dans la construction automobile, où elles sont couramment traitées et résolues — étaient pratiquement laissées de côté.

Cependant le « cheval de bois », qui tend à se serrer indéfiniment de lui-même, développe une force centrifuge qui croît très vite et entraîne nécessairement la rupture de l'atterrisseur ou le chavirement de l'appareil. Autrefois la voie étroite des avions, au moins pour les monomoteurs, rendait le chavirement facile : l'incident était mis sur le compte de la maladresse du pilote, ce qui dispensait d'une étude plus approfondie. Depuis l'élargissement de la voie des atterrisseurs, les avions se sont montrés plus rebelles au chavirement et ont commencé à se rompre systématiquement. En même temps, l'accroissement des vitesses d'atterrissage et de décollage rendait les phénomènes plus violents. D'innombrables incidents et de trop nombreux accidents graves ont fini par donner l'impulsion nécessaire à ces études, qui se développent maintenant beaucoup, aussi bien en France qu'à l'étranger.

Pour ces raisons, nous insisterons un peu sur ces questions trop longtemps méconnues, et nous donnerons quelques développements permettant d'orienter les conceptions d'avions nouveaux vers des solutions saines.

### 3,41 - ÉTUDE DU ROULEUR

Pour plus de simplicité, nous analyserons d'abord les propriétés des différents types d'atterrisseurs, en dehors des effets d'ordre aérodynamique (étude du rouleur pur). Nous indiquerons ensuite, très brièvement d'ailleurs, l'effet additionnel des actions aérodynamiques sur le planeur.

Nous dirons qu'un avion est stable au roulement si, placé en régime de virage permanent sous l'effet de forces extérieures, il tend à se redresser lorsqu'il est abandonné à lui-même. Nous le dirons instable si le virage tend à se resserrer, indifférent si la courbure de la trajectoire reste constante.

## 3.411 EXPOSÉ QUALITATIF (1)

3.411.1 Stabilité de la roue orientable autour de son pivot.

Il est évidemment indispensable d'obtenir d'abord la stabilité de la roue autour de son pivot. Nous laisserons de côté les phénomènes vibratoires que cette question soulève (shimmy) et nous nous limiterons à l'étude de la stabilité statique. Plusieurs dispositions sont usuellement pratiquées dans ce but.

Le déport vers l'avant du pivot par rapport au point de contact entre le pneumatique et le sol (v. fig. 3.411.1) a pour effet d'orienter la roue, dès qu'elle se met en mouvement, dans le sens de la vitesse relative du sol au niveau du contact, c'est-à-dire tangentiellement à la trajectoire de la roue orientable. Le déport ne saurait être inversé sans entraîner une instabilité complète de l'équipage mobile en roulement.

On ajoute souvent un rappel élastique de la roue dans le plan de symétrie du système, ou une certaine inclinaison de l'axe de pivotement (rappel par gravité), ou par les deux à la fois. Analysons l'effet particulier de l'inclinaison du pivot.

Si l'axe est plongeant vers l'arrière comme sur la figure 3.411.1 (cas général des roues de queue), la roue orientable est stable dans tous les cas.

S'il est plongeant vers l'avant (cas de la bicyclette et de la plupart des avions tricyles) (2), avec un déport suffisant, la position médiane de la roue orientable est instable à l'arrêt et stable au roulement à condition bien entendu que l'angle du pivot avec la verticale soit assez faible pour que la réaction lors du roulement, provenant du déport, puisse vaincre l'« anti-rappel » dû à la gravité et à l'inclinaison du pivot. En sol très meuble (sablonneux par exemple) le déport diminue ou même change de signe, et l'ensemble peut devenir totalement instable.

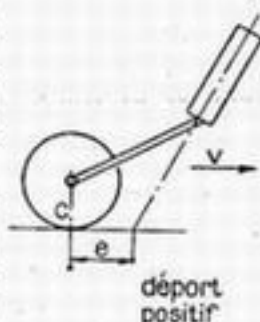


Fig. 3.411.1.

3.411.2 Stabilité de roulement de l'équipage complet.3.411.21 Roue orientable entièrement libre.

Commençons par étudier le cas où la roue orientable est entièrement libre et n'est soumise à aucun couple d'orientation, tel que rappel élastique ou par gravité, action directrice du pilote, etc...

Toute incurvation de la trajectoire développe une accélération centrifuge, qui engendre une force latérale appliquée au centre de gravité. Cette force tend à briser l'articulation libre qui relie les atterrisseurs avant et arrière, puisque ceux-ci adhèrent fortement au sol dans le sens transversal. D'où un braquage de la roue orientable autour de son pivot.

## 3.411.211 Si la roue orientable est en avant (cas des atterrisseurs tricyles), le rouleur est stable, car ce braquage est de sens tel qu'il tend à corriger l'embardée en agissant

(1) Cet exposé s'inspire d'une intéressante étude de M. P.-E. Mercier, de la Société Nationale de Constructions Aéronautiques du Sud-Est, publiée par l'Association Technique Maritime et Aéronautique (1934).

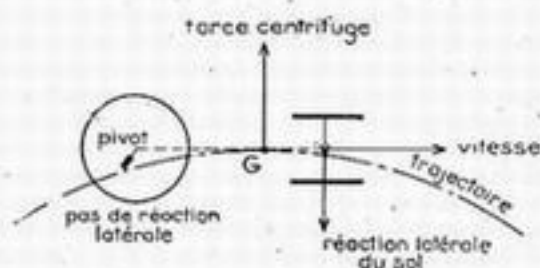
(2) Ainsi le Douglas DB7, le Bell « Airacobra » (v. photos n° 20 et 17). Ceci tient surtout à des raisons constructives, les points résistants auxquels on peut attacher la roue avant se trouvant généralement en arrière de celle-ci.



sur la roue orientable exactement comme le ferait un pilote qui dirigerait cette roue de manière à redresser l'avion. Si au contraire celle-ci est en arrière, il y a instabilité complète; toute incurvation tend à s'accuser jusqu'au pivotement sur place (1) : c'est la tendance au « cheval de bois ».

En d'autres termes :

Lorsque la roue orientable est entièrement libre de son orientation, elle ne



Virage avec roue orientable sans couple de rappel (équilibre impossible)

Fig. 3.411.211.

peut apporter au rouleur aucune réaction transversale, les réactions du sol sur cette roue n'ayant pas d'autre effet que de la faire tourner autour de son pivot. Les seules réactions transversales antagonistes de la force centrifuge proviennent donc des roues fixes ou roues principales (v. fig. 3.411.211). Elles sont stabilisatrices si elles sont en arrière

du centre de gravité (atterrisseur tricycle) et déstabilisatrices dans le cas contraire (atterrisseur à roue arrière orientable). De toute façon le virage ne peut se maintenir constant : il se redresse dans le premier cas ou se serre indéfiniment dans le second.

L'effet est d'autant plus grand que ces réactions sont plus éloignées du centre de gravité : d'où l'effet stabilisant d'une roue avant fortement chargée dans le cas du tricycle — et l'effet déstabilisant d'un excès d'angle de garde de l'atterrisseur sur les avions à roue de queue. Dans les deux cas, un recul du centrage en utilisation nuit à la stabilité de roulement.

3.411.212

Les conséquences de cette stabilité du tricycle et de cette instabilité de l'atterrisseur classique se font immédiatement sentir dans la conduite des appareils au sol, où nous retrouvons la loi générale des équilibres instables (Cf. l'explication figurée donnée en 3.311.13).

Pour exécuter un virage au sol sur un avion à roue arrière orientable, on commence par donner une impulsion de rotation dans le sens désiré au moyen d'un braquage de gouverne, d'une admission dissymétrique aux moteurs ou d'une action dissymétrique sur les freins. Puis, dès que le virage est amorcé, on exerce immédiatement une action dissymétrique plus forte en sens inverse pour éviter l'engagement (équivalent de la masse additionnelle  $dP_2$  de la fig. 3.311.13), action qu'il ne faut d'ailleurs pas prolonger trop longtemps, sous peine d'un engagement en sens contraire : ce pilotage est astreignant, délicat et imprécis.

Avec un avion tricycle au contraire, on exerce une action dissymétrique du côté du virage désiré, et on la maintient aussi longtemps qu'on désire prolonger le virage : dès qu'on la supprime le virage cesse (équivalent de la masse additionnelle  $dP_1$  de la fig. 3.311.13). Il en résulte qu'on peut doser à volonté la courbure du virage en accentuant ou relâchant l'action dissymétrique exercée. Ce pilotage est incomparablement plus agréable et plus précis que le précédent.

(1) La limite d'adhérence des pneumatiques est généralement atteinte auparavant et l'appareil dérape en exécutant un « tête à queue » qui donne lieu à l'amusante constatation suivante, effectivement faite plusieurs fois de suite sur un Bloch 200 soumis à violents chevaux de bois par un incident mécanique : la rotation s'arrête spontanément à 180°, et l'avion poursuit ensuite une route parfaitement rectiligne et stable, queue en avant, en tricycle, donnant ainsi une éclatante confirmation à la théorie qui précède.

3,411.22 *Couple de rappel sur la roue orientable.*

Nous venons de voir que dans le cas du tricycle, il n'est besoin d'aucun couple de rappel pour la stabilité, qui est automatique. Nous nous bornerons donc maintenant au cas de l'atterrisseur à roue arrière unique.

Lorsqu'un couple d'orientation s'exerce autour du pivot (rappel élastique ou par gravité), la roue orientable peut apporter une réaction transversale, et un régime permanent de virage peut s'établir, pour une accélération centrifuge bien déterminée. Si celle-ci vient à changer, par suite d'une augmentation de vitesse sur la trajectoire par exemple, le virage tend *d'abord* à se redresser pour le tricycle, ou à se serrer pour l'avion classique. La suite du mouvement dépend des nouvelles valeurs prises par le couple d'orientation de la roue mobile en fonction du déplacement de rotation qu'elle prend alors autour de son pivot, c'est-à-dire de la loi qui définit ce couple. Nous étudierons ce phénomène plus en détail en 3,412.113.

3,411.3 Effet du freinage.

3,411.31 L'effet *premier* du freinage est de faire apparaître une réaction tangente à la trajectoire de la roue freinée et dirigée vers l'arrière. Cette réaction, en elle-même, est donc stabilisante si son point d'application est en arrière du centre de gravité (freinage des roues arrière) et déstabilisante s'il est en avant (freinage des roues avant).

Cependant l'intensité de cet effet reste faible, le moment des réactions de freinage proprement dites (abstraction faite des réactions d'adhérence transversale déjà étudiées en 3,411.211) par rapport au centre de gravité étant nul tant qu'il n'y a pas de dérive des pneumatiques (cf. ci-après 3,412.02) et restant ensuite proportionnel au sinus de l'angle de dérive.

3,411.32 Or il faut tenir compte d'autres répercussions *secondaires* beaucoup plus importantes comme conséquences, et de nature à inverser complètement les conclusions auxquelles vient de nous conduire le premier examen de la question.

En effet, les réactions horizontales qu'une roue garnie d'un pneumatique est susceptible de transmettre à son axe et à ses supports sont dirigées selon la tangente à sa trajectoire dans le cas du freinage sans sollicitation latérale, normalement à cette trajectoire dans le cas du virage sans freinage, et suivant une direction plus ou moins inclinée dans les cas intermédiaires. Ces réactions admettent une limite supérieure, à partir de laquelle le pneumatique glisse sur le sol, c'est-à-dire « dérape » au sens couramment donné à ce mot par les automobilistes.

L'adhérence totale qui dépend du sol, de la forme du pneu, de sa pression de gonflage et de sa charge, se répartit donc <sup>(1)</sup> en adhérence de freinage et adhérence latérale. Si la limite d'adhérence est atteinte par le seul fait du freinage, les possibilités de réaction latérale au dérapage deviennent nulles.

Il est donc évident — et connu depuis longtemps dans l'automobile — que, contrairement aux apparences premières, la stabilité au freinage n'est réalisable qu'avec prédominance du freinage sur l'*avant*, puisque cette stabilité suppose l'apparition de réactions transversales en arrière du centre de gravité, tendant

(1) Selon des proportions qui peuvent dépendre, comme nous le verrons plus loin, de la forme des sculptures données à la bande de roulement (cf. 3,424), et aussi de la configuration de la carcasse de toile du pneumatique et de la largeur de la base d'appui sur la jante, c'est-à-dire de la forme de la section du pneumatique (cf. 4,442.2).

à rappeler l'équipage, à la manière d'une dérive pour une cellule d'avion, lorsqu'il s'écarte de la trajectoire rectiligne.

3.411.33 Notons en passant que le pilotage de l'avion au sol se fait souvent par la manœuvre différentielle des freins : sur les multimoteurs on ferait mieux d'opérer par différenciation de l'admission aux moteurs latéraux, afin de réserver intactes l'adhérence transversale de l'avion sur le sol, et donc les possibilités maxima de virage serré. Ce que nous avons dit en 3.411.212 de la conduite des tricycles et des avions à roue de queue montre que ce mode de pilotage ne rencontre aucune difficulté sur les premiers, tandis que sur les seconds on lui reprochera d'être moins instantané, et aussi d'augmenter la vitesse au lieu de la ralentir, et d'accroître par là les dangers des « chevaux de bois » que son imprécision même risque de susciter de la part de machines aussi instables. C'est pourquoi le réflexe du pilotage aux freins est si ancré dans les habitudes actuelles.

3.411.34 Comme le centre de gravité est toujours au-dessus du sol à une certaine hauteur, l'accélération produite par le freinage tend obligatoirement à charger la ou les roues avant, au détriment de la charge et par suite de l'adhérence des roues arrière. Celles-ci pour conserver leur effet stabilisateur doivent donc être d'autant moins freinées que le centre de gravité est plus haut placé. Nous avons vu en 1.532.33 qu'on aura intérêt à freiner l'atterrisseur avant, sous réserve de bien doser ce freinage en fonction de la charge de cet atterrisseur, afin d'éviter le blocage intempestif de sa roue.

### 3.412 *MISE EN ÉQUATIONS*

Nous allons chercher à mettre le problème en équations, suivant une méthode simplifiée proposée par l'ingénieur Joly.

Nous ne traiterons pas séparément <sup>(1)</sup> l'atterrisseur à roue arrière orientable et le tricycle, qui se présentent d'une manière identique au point de vue des calculs : nous ne parlerons que d'une roue orientable et de deux roues fixes. Nous limiterons notre étude mathématique à un seul cas, aussi général que possible, d'où nous déduirons d'ailleurs, en annulant certaines données particulières, des indications intéressantes pour la plupart des cas qu'on rencontre dans la pratique. Le cas général que nous choisirons est celui où la roue orientable est soumise à un couple de pivotement intérieur (dû à une disposition constructive) que nous supposons, bien entendu, pour pouvoir étudier un état d'équilibre, de sens opposé à celui qui prend naissance spontanément dès que l'avion est en virage : comme nous l'avons vu en 3.411.211, il s'agira donc d'un couple de rappel vers le plan de symétrie de l'avion dans le cas de l'atterrisseur à roue arrière orientable, et au contraire d'un couple tendant à écarter la roue du plan de symétrie de l'avion (couple d'antirappel) dans le cas du tricycle.

#### 3.412.0 Préliminaires.

##### 3.412.01 *Couple de pivotement de la roue orientable.*

Dans ce qui suit, nous aurons souvent à parler de couples de pivotement s'exerçant sur une roue orientable. Lorsqu'un tel couple est d'origine mécanique (rappel élastique, par exemple), sa forme la plus simple, en l'absence de dispositifs spéciaux, sera la proportionnalité à l'angle de braquage :  $C = K\beta$ .

(1) Comme nous l'avons fait dans la première édition.



Lorsqu'il provient de l'action de la gravité<sup>(1)</sup>, due à une inclinaison du pivot sa forme est encore  $C = K\beta$  tant que l'angle  $\beta$  reste petit. La valeur de  $K$  est facile à déterminer, en écrivant que pour une rotation  $\beta$  le travail du couple  $C$  est égal à celui de la pesanteur. La figure 3,412.01 montre les divers cas possibles avec un déport positif, seule hypothèse que nous envisagerons puisque, comme nous

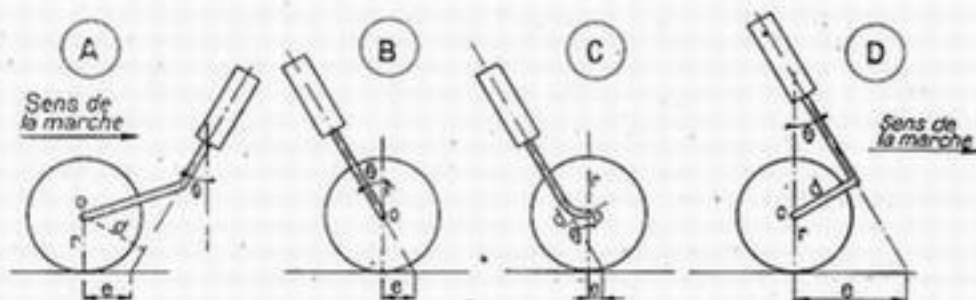


Fig. 3,412.01.

l'avons vu en 3,411.1, c'est une condition nécessaire pour la stabilité de roulement de la roue orientable.

Le cas A correspond à une roue de queue; les trois autres à des roues avant, d'atterrisseurs tricycle. Pour ces dernières, le cas le plus simple est celui où le centre de la roue est situé sur l'axe de pivotement (fourche rectiligne du Douglas DB7 ou du Bell « Airacobra » — cas B de la figure). Mais le centre de la roue peut aussi être déporté vers l'avant (fourche curviligne de la bicyclette — cas C de la figure) ou vers l'arrière (cas du SE 100 — D sur notre figure).

Le coefficient  $K$  est donné par la formule :

$$K = P_e e \cos \theta \sin \theta = P_e (d + r \sin \theta) \sin \theta \quad (o)$$

en appelant  $e$  le déport,  $P_e$  la charge sur la roue orientable,  $r$  son rayon,  $d$  la distance de son centre  $O$  à l'axe de pivotement, comptée positivement lorsque  $O$  est en arrière de cet axe, et  $\theta$  l'angle de l'axe avec la verticale, que nous considérerons comme positif lorsqu'il est plongeant vers l'avant.

Le calcul sommaire conduisant à la formule qui précède suppose que le point de contact avec le sol ne se déplace pas sur la roue au cours du pivotement. En réalité, il n'en est pas ainsi, mais un calcul plus poussé, dans lequel nous n'entrerons pas ici, montre que la considération de son déplacement sur la roue n'affecte que les termes d'ordre supérieur en  $\beta^2$ ,  $\beta^3$ , etc... La valeur indiquée pour  $K$  reste donc admissible tant que  $\beta$  reste petit. Pour fixer les idées, il suffira généralement que  $\beta$  reste inférieur à  $15^\circ$ , ce qui, d'après ce que nous verrons tout à l'heure, correspond à un virage circulaire dont le rayon est supérieur à 4 fois la distance de l'atterrisseur avant à l'atterrisseur arrière : c'est la grande majorité des cas que nous étudierons.

### 3,412.02 *Dérive d'un pneumatique.*

Soit un pneumatique d'axe horizontal (v. fig. 3,412.02) roulant non freiné sur le sol. Il supporte la charge  $P$  et est soumis normalement à son plan à la force  $T$ .

Tant que la réaction latérale du sol est inférieure à la limite correspondant au dérapage, soit  $fP$  ( $f$  étant le coefficient d'adhérence du pneu en roulement sur

(1) Ne pas oublier qu'il s'agit ici de la gravité s'exerçant sur l'avion, non sur la roue : sur celle-ci au contraire s'exerce la réaction du sol dirigée vers le haut; sa position d'équilibre est celle située au-dessus de l'axe incliné du pivot — tandis qu'en vol, s'il n'y avait aucune action aérodynamique, elle tendrait à tourner de  $180^\circ$  et à se mettre en équilibre sous l'axe du pivot.



le sol, pour les efforts latéraux <sup>(1)</sup>, il n'y a pas de glissement de la surface du pneumatique sur le sol.

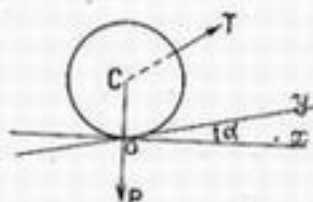


Fig. 3.412.02.

Si le pneu était indéformable, la trajectoire de son point de contact avec le sol serait alors Ox. Mais en réalité, l'expérience montre qu'elle est Oy faisant avec Ox un angle  $\alpha$  qu'on appelle la *dérive* du pneumatique, qui a le sens indiqué par la figure par rapport à T, et dont la valeur absolue croît linéairement avec T jusqu'au voisinage de la valeur limite  $fP$ , à partir de laquelle les phénomènes deviennent plus complexes et sortent du cadre de cette étude.

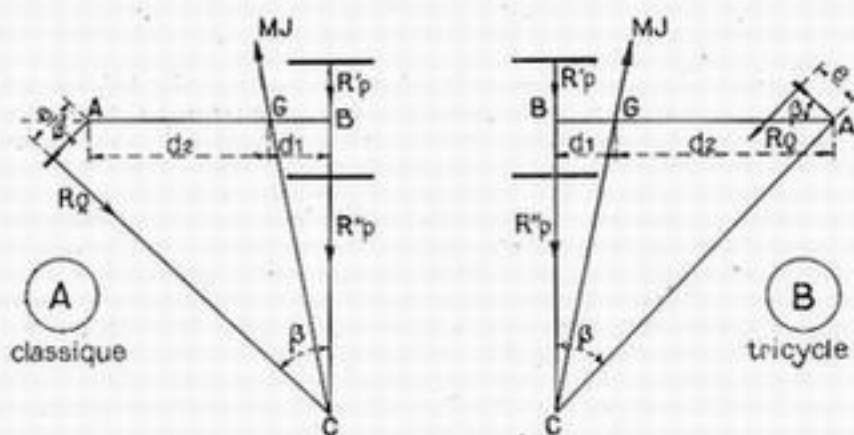
Nous pourrions donc poser :

$$\alpha = h \frac{T}{P}$$

et appeler « coefficient de dérive » le terme  $h$ , qui est d'ailleurs fonction de  $P$  dans le cas général.

### 3.412.1 Roulement sans dérive des pneumatiques.

3.412.10 La figure 3.412.10 représente en A le cas d'un atterrisseur à roue arrière orientable, et en B le cas d'un atterrisseur tricycle : on voit que les notations adoptées sont les mêmes dans les deux cas. Notamment la distance de l'atterrisseur principal au centre de gravité est toujours désignée par  $d_1$ , mais le vecteur correspondant est situé en avant du centre de gravité dans le cas de l'atterrisseur à



3.412.10.

roue de queue, et en arrière dans le cas du tricycle; c'est l'inverse pour la distance  $d_2$  du centre de gravité à la roue orientable.

Considérons un avion décrivant sur le sol à vitesse uniforme  $V_0$  un cercle de rayon  $R$  et de centre  $C$ . L'établissement des formules qui suivent suppose que le rayon  $R$  est assez grand par rapport aux dimensions de l'avion; s'il n'en était pas ainsi, les formules ne seraient pas rigoureusement valables, mais le sens des phénomènes serait conservé.

L'accélération du centre de gravité est  $V_0^2/R = -J$  et la force d'inertie correspondante est  $MJ$ .

(1) Pour simplifier, nous ne parlerons plus ici du freinage, au sujet duquel on trouvera des directives suffisantes dans les indications données en 3.411.3.

Soient  $R_p$  et  $R_q$ , les réactions latérales du sol, respectivement sur l'ensemble des roues fixes gauche et droite ( $R_p = R_p' + R_p''$ ) et sur l'équipage mobile.

### 3,412.11 Calcul.

Le centre instantané de rotation est C, puisque nous négligeons pour le moment la dérive des pneus.

Les équations du mouvement sur le plan horizontal sont :

$$\mathcal{M}_C(R_p) = \mathcal{M}_C(R_q) \quad (1)$$

$$\frac{MJ}{R_p + R_q} \quad (2)$$

Ces deux équations déterminent  $R_p$  et  $R_q$ .

Si  $R_p$  et  $R_q$  sont inférieurs aux réactions maxima permises par l'adhérence des roues sur le sol, le mouvement considéré est possible. Si non, il y a glissement sur le sol; les réactions sont alors dirigées suivant les tangentes aux trajectoires des points de contact; les équations ci-dessus ne sont plus valables.

Les équations (1) et (2) se résolvent simplement. En effet,  $R_p$ ,  $R_q$ , MJ concourent en C. Si (2) est vérifié (1) l'est.

Dès que GC est de l'ordre de plusieurs fois  $d = d_1 + d_2$ , on peut écrire :

$$(3) \quad R_p = \frac{d_2}{d} MJ \quad R_q = \frac{d_1}{d} MJ. \quad (4)$$

$R_p$  et  $R_q$  sont données par les équations 3 et 4. D'autre part,  $R_p$  et  $R_q$  doivent satisfaire aux inégalités :

$$(5) \quad R_p \leq Mg \frac{d_2}{d} f \quad R_q \leq Mg \frac{d_1}{d} f. \quad (6)$$

Supposons la roue orientable soumise à un couple de rappel de la forme  $C = K\beta$  (cas général comme nous l'avons vu en 3,412.01). Si le pivot n'est pas vertical, K est obligatoirement fonction de  $\theta$  — pour éviter de l'oublier nous l'écrivons  $K(\theta)$  — et le déport  $e$  intervient toujours sous la forme  $e \cos \theta$ , distance du point de contact à l'axe de pivotement de la roue orientable. L'équilibre de l'équipage mobile de queue donne :

$$R_q \times e \cos \theta = K(\theta) \beta. \quad (7)$$

Il résulte tant des équations 3 et 5 que des équations 4 et 6 que :

$$J \leq gf.$$

Mais l'équation (7) doit également être vérifiée; nous devons donc avoir en rapprochant les équations 4 et 7 :

$$MJ \frac{d_1}{d} e \cos \theta = K(\theta) \beta. \quad (8)$$

Or,

$$\beta = \frac{d}{CA} = \frac{d}{R}. \quad (9)$$

Nous avons donc :

$$M \frac{d_1}{d} e \cos \theta \frac{V_s^2}{R} = K(\theta) \times \frac{d}{R}. \quad (10)$$

D'où :

$$V_s^2 = \frac{1}{M} \frac{d^2}{ed_1} \frac{K(\theta)}{\cos \theta}. \quad (11)$$

3,412.12 *Conclusions.*

Lorsque  $J$  est supérieur à  $gf$ , il y a glissement simultané des pneus avant et arrière, à moins que l'on ait différencié volontairement les coefficients d'adhérence apparents des pneus par des moyens appropriés dont nous parlerons plus loin, comme par exemple action de la gouverne de profondeur, pour charger ou décharger l'arrière, sculpture des pneus, etc... (Cf. 3,413 et 3,424).

Le signe du moment des réactions dépend des roues qui glissent les premières.

Lorsque  $J$  est inférieur ou égal à  $gf$ , le mouvement de la roue orientable peut se déduire de la comparaison des deux moments auxquels elle est soumise, cf. équation (8) :

— le moment extérieur  $MJ \frac{d_1}{d} e \cos \theta$

— le moment intérieur  $K(\theta) \beta$ .

a) Si  $V = V_0$ , l'équation (8) est satisfaite; les deux moments sont égaux.

Le mouvement considéré est possible : l'avion reste en virage permanent.

b) Si  $V < V_0$ , le moment intérieur  $K(\theta) \beta$  prédomine et fait tourner l'avion dans un sens tendant à redresser le virage, lorsqu'il s'agit d'un atterrisseur à roue arrière, et au contraire dans un sens tendant à le resserrer lorsqu'il s'agit d'un atterrisseur tricycle.

c) Si  $V > V_0$ , le moment extérieur  $MJ \frac{d_1}{d} e \cos \theta$  prédomine et entraîne un résultat contraire de celui indiqué ci-dessus pour  $V < V_0$ .

On voit que, lorsque  $V \neq V_0$ , le virage permanent est impossible spontanément : il faut, pour l'exécuter, exercer sur la roue orientable un couple de pilotage dont la valeur algébrique (1) est, d'après (8) et (11), en remarquant que  $J = \frac{V^2}{R}$

$$C = R_1 e \cos \theta - K(\theta) \beta$$

$$C = M \frac{d_1}{d} \frac{e \cos \theta}{R} (V^2 - V_0^2) = K(\theta) \beta \left( \frac{V^2}{V_0^2} - 1 \right). \quad (13)$$

Cette formule donne le moyen de calculer les efforts (2) à transmettre par la timonerie dans le cas où l'on désire commander la roue orientable par le palonnier (v. ci-après 3,423.13) : il suffit d'y faire  $V_0^2 = 0$  s'il n'y a pas d'autre rappel de la roue orientable que cette commande, ce qui suppose notamment que le pivot soit vertical ( $\cos \theta = 1$ ).

Le cas d'une roue orientable libre se déduit immédiatement des formules ci-dessus en faisant  $K = 0$  (d'où  $V_0 = 0$ ). On voit qu'à aucune vitesse l'avion ne peut se maintenir de lui-même en régime de virage permanent; dès qu'un virage est amorcé, l'avion s'engage s'il est à roue arrière orientable ou se redresse s'il est tricycle.

3,412.13 *Exploitation.*

Pour un avion donné,  $V_0$  peut être accru par augmentation de  $K$ ; avance du centrage (3) (diminution de  $d_1$ ) et diminution de  $e \cos \theta$  — mais cette dernière

(1) En comptant comme positif un couple de même sens que  $K\beta$ , c'est-à-dire tendant à ramener la roue dans le plan de symétrie de l'avion, pour l'atterrisseur à roue de queue — et de sens contraire pour le tricycle.

(2) Ou plus exactement une limite supérieure de ces efforts, car la gouverne de direction, qui se braque simultanément, ajoute un effet directionnel aérodynamique, non négligeable aux grandes vitesses.

(3) Le centrage étant compté ici, non par rapport à la corde d'aile, mais par rapport au triangle de sustentation formé par les points d'appui des roues. Par exemple, un recul des roues avant (c'est-à-dire une

opération est limitée par le danger de shimmy. Lorsqu'il n'y a pas de déport, et corrélativement pas de rappel ni d'anti-rappel, les couples de manœuvre sont nuls (aux frottements près) mais la roue orientable n'a plus alors de position d'équilibre dynamique et il faut nécessairement la commander.

Dans le cas de la roue de queue, si  $V_1$  est la vitesse maxima à laquelle on veut pouvoir évoluer sans danger de cheval de bois sur trois points au sol, il y a intérêt à prendre pour  $K$  la valeur :

$$K_1 = V_1^2 M \frac{ed_1}{d^2} \cos \theta.$$

Nous verrons plus loin (3,413) qu'on a intérêt à prendre pour  $V_1$  la vitesse minima de stabilité *aérodynamique* du rouleur empenné.

On voit qu'avec les hypothèses faites, notamment la proportionnalité du couple de rappel de la roue orientable au braquage, la valeur de  $V_0$  est indépendante du rayon  $R$  du virage. Le couple de rappel plus élevé provoqué par le braquage supplémentaire que prend spontanément la roue de queue dans un virage plus serré, équilibre exactement l'accroissement du moment de la réaction des roues principales : ces deux quantités sont, en effet, comme la force centrifuge, proportionnelles à la courbure  $1/R$  de la trajectoire.

Pour toute autre loi de croissance du couple de rappel de la roue orientable, réalisée par exemple au moyen de cames plus ou moins compliquées, il n'en serait pas de même, et à chaque rayon de virage correspondrait une vitesse d'équilibre différente. On pourrait chercher à réaliser, par exemple dans le cas d'une roue de queue, une loi de croissance du couple de rappel plus rapide que la proportionnalité à  $\beta$  (c'est-à-dire à  $1/R$ ) de telle sorte que la vitesse d'équilibre en virage croisse avec la courbure du virage : on prendrait ainsi une garantie contre le caractère auto-amplificateur du cheval de bois.

### 3,412.14 Application numérique.

Nous allons donner par un exemple une idée de l'ordre de grandeur de ces différents couples et de la vitesse  $V_0$ , dans le cas d'un avion tricycle. Nous orienterons notre calcul de manière à voir si l'existence d'un couple d'anti-rappel est vraiment intéressant dans ce cas pour diminuer le couple de manœuvre sur la roue avant, lorsque celle-ci est commandée.

Considérons les données numériques suivantes qui définissent un avion tricycle assez voisin du Douglas DB7, avec anti-rappel par gravité.

Poids total :  $P = 6.000$  kgs.

Dimensions :  $d = 6$  m.  $d_1 = 0,9$  m  $\frac{d_1}{d} = 0,15$ .

Roue avant :  $r = 0,32$  m  $\theta \approx 15^\circ$   $\sin \theta \approx 0,25$   $\operatorname{tg} \theta \approx 0,27$   
 $e = r \operatorname{tg} \theta = 0,085$  m.

$$K = P \frac{d_1}{d} e \sin \theta \cos \theta.$$

La formule (11) donnant  $V_0$  devient (en appelant  $g$  l'accélération de la pesanteur) :

$$V_0 = \frac{g}{P} \frac{d^2}{ed_1} P \frac{d_1}{d} e \sin \theta = gd \sin \theta.$$

diminution de l'angle de garde de l'atterrisseur) a pour effet d'avancer le centrage considéré ici, tandis qu'il recule le centrage aérodynamique.



Nous constatons qu'avec cette réalisation d'anti-rappel par gravité, la vitesse  $V_0$  est indépendante de la masse de l'avion, du centrage et du déport; elle ne dépend que de la distance des roues avant et arrière et de l'inclinaison de l'axe de pivotement.

Avec les valeurs numériques indiquées ci-dessus, il vient :

$$V_0 = 3,84 \text{ m/sec.} = 13,8 \text{ Km/h.}$$

Imaginons maintenant que nous voulions faire décrire à l'avion une trajectoire circulaire telle que l'accélération centrifuge  $J$  soit égale à  $0,25 g$ , c'est-à-dire au maximum de ce que permet l'adhérence des pneumatiques sur de nombreux sols.

Supposons que le cercle soit décrit à la vitesse de  $27,6 \text{ Km/h}$  soit  $2 V_0$ . Le rayon correspondant est égal à  $\frac{4 V_0^2}{0,25 g} = 24 \text{ m.}$

$$\text{L'angle } \beta \text{ est égal à : } \beta = \frac{d}{R} = \frac{1}{4} \approx 14^\circ$$

$$R_f \times e \cos \theta = 17 \text{ Kg} \times m \quad K(\theta) \beta = 4,5 \text{ Kg} \times m$$

$$C = 12,5 \text{ Kg} \times m.$$

Supposons que le cercle soit décrit avec la même accélération et la vitesse de  $110 \text{ Km/h}$  soit  $8 V_0$ . Le rayon correspondant est égal à :

$$R = 384 \text{ m} \quad \beta = 0^\circ,875.$$

$R_f \times e \cos \theta$ . ne change pas.  $K(\theta) \beta$  devient  $0,28 \text{ Kgm}$ , c'est-à-dire que la diminution du couple de manœuvre introduite par l'anti-rappel devient négligeable.

Tous les couples ci-dessus sont eux-mêmes très faibles devant les couples que permet d'obtenir l'action différentielle des moteurs latéraux, lorsque l'on sait qu'un moteur à pleine admission au point fixe donne une traction d'hélice de l'ordre de  $2 \text{ Kg}$  par cheval.

### 3,412.2 Roulement avec dérive des pneumatiques.

#### 3,412.21 Calcul.

Soient  $\alpha_1$  la dérive moyenne des pneus des roues fixes et  $\alpha_2$  la dérive du pneu de la roue orientable (la fig. 3,412.21 représente le cas de l'atterrisseur à roue arrière unique).

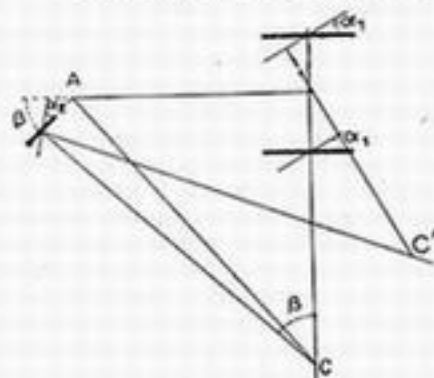


Fig. 3,412.21.

L'établissement des formules qui suivent suppose que les angles  $\alpha_1$  et  $\alpha_2$  sont petits et que la différence  $\alpha_1 - \alpha_2$  est faible devant  $\beta$ ; s'il n'en était pas ainsi les formules cesseraient d'être valables, mais le sens des phénomènes serait conservé.

Les trajectoires des roues sur le sol font les angles  $\alpha_1$  et  $\alpha_2$  avec le plan des roues.

Le centre instantané de rotation passe de C en C'.

Nous admettons que les réactions du sol sur les roues non freinées sont normales aux trajectoires et passent par C. Les équations (1) à (8) inclus subsistent sans changement. L'équation (9) devient :

$$\beta = \frac{d}{CA}$$

cherchons à évaluer CA en fonction de  $R = C'A$ .

Posons :  $CA - CA = \Delta R$ .

Avec les hypothèses faites, il vient :

$$\Delta R = R \frac{(\alpha_1 - \alpha_2)}{\operatorname{tg} \beta}$$

D'où :

$$CA = R - \Delta R = R \left( 1 - \frac{\alpha_1 - \alpha_2}{\operatorname{tg} \beta} \right) \quad (13)$$

L'équation (9) devient :

$$\beta = \frac{d}{CA} = \frac{d}{R} \frac{1}{1 - \frac{\alpha_1 - \alpha_2}{\operatorname{tg} \beta}} = \frac{d}{R} \left( 1 + \frac{\alpha_1 - \alpha_2}{\operatorname{tg} \beta} \right) \quad (14)$$

D'où :

$$V_s^2 = \frac{1}{M} \frac{d^2}{ed_1} \frac{K(\theta)}{\cos \theta} \left( 1 + \frac{\alpha_1 - \alpha_2}{\operatorname{tg} \beta} \right)$$

Nous avons vu que :

$$\alpha_1 = h_1 \left( \frac{T_1}{P_1} \right) \quad \alpha_2 = h_2 \left( \frac{T_2}{P_2} \right)$$

Or nous avons :

$$\left( \frac{T_i}{P_i} \right) = \frac{J}{g}$$

D'où :

$$V_s^2 = \frac{1}{M} \frac{d^2}{ed_1} \frac{K(\theta)}{\cos \theta} \left( 1 + \frac{h_1 - h_2}{g \operatorname{tg} \beta} J \right) \quad (16)$$

### 3,412.22 Conclusions et exploitation.

Tout se passe comme si  $K$  avait subi par rapport au calcul précédent l'accroissement relatif :

$$\frac{\Delta K}{K} = \frac{h_1 - h_2}{g \operatorname{tg} \beta} J \quad (17)$$

c'est-à-dire que des coefficients de dérive  $h_1$  pour les pneus des roues fixes et  $h_2$  pour le pneu de la roue orientable équivalent à un accroissement algébrique de  $K$  proportionnel à  $h_1 - h_2$  et à  $J$ . La variation de  $K$  peut être importante si  $\beta$  est petit.

On voit que la dérive des roues avant favorise la stabilité : elle est donc utile pour les atterrisseurs à roue arrière orientable; la dérive des roues arrière, favorise la manœuvrabilité : elle peut être utile pour certains tricycles, notamment ceux à roue avant très chargée.

3,412.221 Dans le cas de la roue de queue, le fait que  $\Delta K$  est proportionnel à  $J$  peut être utilisé pour concilier une bonne maniabilité aux faibles accélérations ( $K$  petit) et une vitesse de sécurité  $V_s$  plus élevée pour les grandes accélérations.

Si  $h_1 > h_2$ , la sécurité au cheval de bois est dans tous les cas accrue; et le danger de cheval de bois s'annule théoriquement lorsque l'avion atteint une accélération qui détermine une vitesse  $V_s$  égale à la vitesse actuelle de l'avion.

Inversement, l'augmentation de dérive du pneu arrière et la diminution de dérive des pneus avant, entraînent une diminution de  $K$  et de  $V_s$ , donc augmentent le danger de cheval de bois.

Si  $h_1 = h_2$ , l'effet de la dérive des pneus est nul.

3.412.222

Dans le cas de l'atterrisseur tricycle, nous allons étudier l'influence de la dérive des pneumatiques sur les couples directionnels à exercer sur la roue commandée. Deux cas sont à distinguer :

a) *Roue avant sans anti-rappel.*

Le couple de manœuvre nécessaire pour obtenir une accélération centrifuge donnée résulte toujours de la formule (13) du paragraphe 3.412.112 dans laquelle il faut faire  $\cos \theta = 1$  et  $K = 0$ , d'où  $V_0 = 0$ . Ce couple n'est pas modifié par la dérive des pneus; l'influence de cette dernière se traduit seulement par une variation de l'amplitude  $\beta$  du mouvement à donner pour obtenir un rayon de virage déterminé, ce qui était d'ailleurs évident *a priori*, puisque dans la formule (13) donnant  $C$ , seul subsiste le terme  $eR_c$  qui ne dépend que de  $J$ .

b) *Roue à anti-rappel*  $C = K\beta$ .

Il n'en est plus de même dans ce cas, car  $C$  dépend alors de l'amplitude de la rotation  $\beta$  de l'équipage mobile, et nous venons de voir que celle-ci est influencée par la dérive des pneus. Ceci se traduit par une nouvelle valeur de  $V_0$  à introduire dans la formule (13) : c'est la valeur donnée par la formule (16).

Le couple de manœuvre à exercer sur l'équipage orientable pour obtenir une accélération donnée est donc inférieur à la valeur qu'il aurait si les pneus n'avaient pas de dérive, dans le cas où  $h_1 > h_2$  — et supérieur dans le cas contraire. Mais ceci n'est dû qu'aux variations d'efforts internes provoquées dans le système d'anti-rappel par les variations des braquages nécessaires.

3.413

## ÉTUDE DE L'AVION EMPENNÉ

L'étude théorique pourrait être faite aussi pour l'avion empenné, en introduisant dans les calculs les caractéristiques aérodynamiques du planeur aux très basses vitesses (vitesses inférieures à celles du vol)

Nous ne nous y étendons pas, car l'étude précédente permet d'orienter la conception de l'avion dans un sens aussi favorable que possible aux qualités du rouleur pur, et les éléments aérodynamiques, dont l'action est elle-même favorable, ne peuvent qu'améliorer la stabilité.

On sait par exemple, que les actions aérodynamiques sur les dérives ont une influence stabilisatrice croissante avec la vitesse, et admettent une vitesse limite *inférieure* de stabilité  $V_1$  : dans le cas de l'avion à roue arrière unique elles complètent ainsi la stabilisation de l'équipage en ayant une action notable aux vitesses élevées, où comme nous l'avons vu en 3.412.12 la stabilité propre du rouleur devient déficiente. C'est ainsi qu'en remontant suffisamment  $V_0$  par les moyens envisagés plus haut, on peut obtenir, même avec les atterrisseurs de formule classique, une plage de stabilité continue sur toute la gamme des vitesses.

Enfin, on peut jouer sur le braquage de la commande de profondeur pour lester ou délester la roue unique (roue avant ou roue arrière) et accentuer ou diminuer ainsi les effets de cette roue sur les évolutions au sol. Des essais récents du Centre d'Essais en Vol ont confirmé que ce moyen aérodynamique secondaire pouvait avoir un certain effet, par exemple pour la stabilisation du roulement d'un avion à roue arrière unique énergiquement rappelée dans l'axe.

3,414

**EXPÉRIMENTATION**

Comme pour la stabilité aérodynamique, il est important de vérifier expérimentalement les résultats des calculs théoriques. De telles expériences permettent en outre de découvrir d'autres propriétés auxquelles on n'aurait pas songé ou qui sont trop complexes à aborder d'emblée par le calcul.

3,414.1

Rouleurs expérimentaux.

A cet effet, il est utile de disposer de véhicules « truqués » permettant de reproduire les diverses dispositions et articulations des roues d'un avion, en faisant varier sur une large échelle tous les paramètres dont on veut étudier l'influence, et qui sont fort nombreux. On peut citer notamment les distances respectives des roues, le centrage, les inerties, le déport et l'inclinaison du pivot des roues orientables, les angles de carrossage et de pinçage (v. ci-après en 3,423.22) etc.

Il n'est évidemment pas défendu de chercher à donner à ces rouleurs une forme aérodynamique extérieure rappelant également celle de l'avion — et même de les construire de telle sorte qu'ils puissent décoller et atterrir, les transformant ainsi en avions-laboratoires analogues à celui dont nous avons déjà parlé en 1,531 pour l'étude de l'atterrisseur monotrace par la Maison Messier.

3,414.2

Essais sur modèle réduit.

Les rouleurs dont il vient d'être question, munis de véritables moteurs d'avions, sont des instruments relativement considérables, donc chers et longs à établir.

On peut se proposer, pour dégrossir rapidement et à peu de frais tel ou tel problème particulier, de « bricoler » un petit modèle réduit qu'on fera descendre sur un plan incliné. L'industrie automobile a eu depuis longtemps recours, au moins comme matériel de démonstration, à de telles réalisations.

De nombreuses difficultés s'opposent cependant à une exploitation vraiment complète des résultats obtenus. En particulier, si l'on voulait faire ainsi valablement des essais de maquette pour un avant-projet, analogues aux essais de maquettes aérodynamiques, les paramètres de similitude mécanique seraient délicats à respecter, notamment en ce qui concerne les inerties, mal connues d'ailleurs pour l'avion lui-même à ce stade de l'étude.

Mais surtout, il est très difficile de représenter d'une façon correcte l'action des pneumatiques, pourtant essentielle dans la question, comme nous l'avons vu. Déjà sur l'avion lui-même, cette action varie beaucoup selon la nature du sol <sup>(1)</sup> : nous avons mentionné par exemple en 3,411.1 le « bourrage » qui modifie profondément le déport d'une roue orientable en terrain sablonneux. Sur modèle réduit, il devient impossible de reproduire correctement la forme et surtout la structure (carcasse de toile) du pneumatique, qui influent grandement sur la tenue de route.

Quoi qu'il en soit, limitées au but sommaire de dégrossissage dont nous avons parlé en commençant, de telles réalisations peuvent être néanmoins très fructueuses. Nous en verrons un exemple en 3,423.22.

(1) Ce qui explique que le comportement d'un même avion au point de vue de la stabilité de roulement ne soit pas constant, et que des défauts non mis en évidence au cours d'essais faits en hiver sur terrain gras se révèlent avec violence en été ou sur piste dure, par exemple.



## 3,42 - DISPOSITIONS CORRELATIVES

Nous ne reviendrons pas dans ce paragraphe sur le rôle des éléments dimensionnels (déport, centrage, etc...) ni sur les effets de leurs variations, qui ont déjà été vus ci-dessus à l'occasion de l'étude théorique. Nous nous bornerons à indiquer quelques dispositions pratiques dont nous n'avons pas eu l'occasion de parler jusqu'à présent.

3,421

## VALEURS NUMÉRIQUES

Il peut être utile pour l'établissement de l'avant-projet de connaître quelques valeurs numériques. Le tableau ci-après donne les valeurs adoptées sur un certain nombre d'avions pour les angles de garde des atterrisseurs principaux et pour la répartition de la charge entre l'atterrisseur principal et l'atterrisseur secondaire, cette répartition étant caractérisée par le rapport en % du poids porté par l'atterrisseur secondaire, soit  $P_e$ , au poids total  $P$  de l'appareil.

	CENTRAGE AVANT				CENTRAGE ARRIÈRE			
	Centrage en %	Avion en ligne de vol	Avion au sol sur 3 points		Centrage en %	Avion en ligne de vol	Avion au sol sur 3 points	
			Angle de garde	Angle de garde			$P_e/P$ en %	Angle de garde
<b>1. — Atterrisseurs à roue arrière unique :</b>								
<b>1,1-Chasse.</b>								
D. 520 .....	33	12°30'	21°30'	9,5	33,73	12°30'	22°	9,65
Curtiss 75 A....	20,2	10°30'	24°30'	15	28,9	16°20'	30°10'	18,8
<b>1,2-Bimoteurs légers.</b>								
SO 90 A.....	27,2	10°	23°	8,05	33,8	15°	18°	10,7
C. 445 « Goëland »	36,8	10°30'	21°	7,7	42	14°	25	9,4
<b>1,3-Bombardement et transport.</b>								
Amiot 350.....	27,4	17°30'	24°	9,5	35,9	26°	31°30'	13,2
Bloch 161 .....	43,9	16°30'	24°30'	11,7	47,3	14°	28°	10,2
Bloch 175 .....	36	13°	25°	6,1				
Bréguet 500 ...	22,5	5°30'	14°	7,3	28,71	10°	18°	9,6
Lioré 451 .....	24,6	14°	25°	9,2	29	18°30'	29°30'	10,9
SO 30 N .....	18,84	11°30'	15°	6	28,5	14°	22°	8,7
<b>2. — Atterrisseurs tricycles :</b>								
SO 90 B .....	27	—	17°	13,5	33,7	—	11°30'	9,2
Douglas DB7 ..	14,9	—	23°30'	22,5	31,9	—	13°	12,5

Ces grandeurs dépendant étroitement du centrage, on a donné leurs valeurs pour les centrages extrêmes avant et arrière rencontrés en utilisation, en donnant à titre indicatif les valeurs de ces centrages. A ce sujet, l'attention est attirée sur le fait que les chiffres *de centrage* ne sont aucunement comparables d'un avion à l'autre, la corde de référence étant tout à fait arbitraire (tantôt profil d'emplanture, tantôt profil moyen, de détermination très variable, etc.) : ils ont seulement été donnés pour permettre de comparer, *pour un même avion*, les deux centrages extrêmes, et de se faire une idée de la variation de centrage en utilisation, et de ses répercussions.

3,422

## AVIONS TRICYCLES

Comme nous l'avons vu, pour les tricycles la stabilité est surabondamment assurée; la difficulté propre qui reste à résoudre pour ce type d'appareil est celle de la manœuvrabilité.

Nous avons vu en effet qu'on n'obtient, avec un couple de manœuvre donné, qu'une action directionnelle de plus en plus atténuée au fur et à mesure que la vitesse augmente. Cette évolution est fort opportune pour la résistance de la membrure de l'avion, qui a besoin d'être sollicitée avec d'autant plus de ménagements que la vitesse est plus grande.

On peut estimer cependant qu'une action directionnelle efficace est nécessaire aux grandes vitesses dans certains cas urgents : par exemple, pour éviter des obstacles mobiles — ou des obstacles fixes, au prix même de la rupture de l'avion, lors d'un atterrissage forcé sur un terrain exigü (encore que l'atterrissage train escamoté soit alors bien préférable) — ou enfin des obstacles aperçus au dernier moment : risque de collision avec un autre appareil atterrissant ou décollant simultanément. On peut donc trouver désirable de commander la roue avant directrice des avions tricycles, surtout ceux à roue avant très chargée pour lesquels la stabilité, et par conséquent la rigidité de trajectoire, sont les plus grandes.

La réalisation est d'ailleurs délicate et assez complexe, car si la commande d'orientation doit être assez puissante pour exercer des efforts dépassant la possibilité musculaire directe du pilote, elle ne doit pas non plus l'être trop, afin d'éviter que celui-ci risque de mettre inconsidérément la roue avant en régime de glissement. Elle devra donc être à la fois démultipliée (ou servo-commandée) et munie d'un limiteur d'efforts. Cette commande peut être branchée, selon les préférences, sur le palonnier ou le volant de gauchissement.

3,423

## AVIONS A ROUE DE QUEUE

3,423.I

### Atterrisseur arrière.

3,423.II

Nous avons vu en 3,411.2 qu'il est impossible de laisser tourillonner librement la roue arrière autour d'un axe vertical, sous peine de graves mécomptes au point de vue de la stabilité de roulement. Il faut *au moins* exercer un rappel de la roue dans le plan de symétrie de l'avion.

Le minimum qu'on puisse faire dans ce sens est une inclinaison vers l'arrière du pivot de la roue. C'est la solution la plus fréquemment rencontrée.

Une action plus énergique est obtenue en introduisant un rappel mécanique.

Celui-ci a été primitivement réalisé par de simples sandows (première version du Dewoitine 520 — voir figure 3,423.11 A). Ce système ne permet pas de jouer sur la loi qui relie l'intensité du rappel à la rotation du pivot (voir 3,412.13). On peut donc réaliser le rappel autrement, par exemple au moyen d'une came gravissant une rampe inclinée qu'on peut modeler comme on veut et sur laquelle elle est rappelée par un ressort : c'est le cas



Fig. 3,423.11 A.

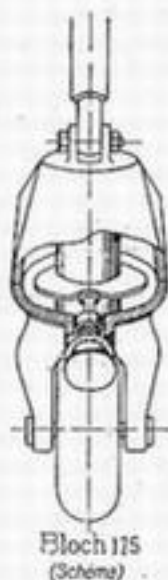
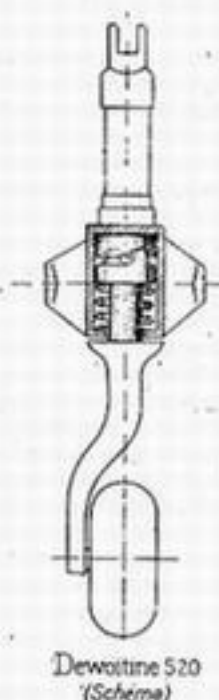
Bloch 175  
(Schéma)Dewoitine 520  
(Schéma)

Fig. 3,423.11 B.

du Bloch 175 par exemple (came horizontale) et de la deuxième version du Dewoitine 520 (came verticale) (v. fig. 3,423.11B).

3,423.12

On peut aller plus loin et au lieu d'un rappel disposer un véritable verrouillage de la roue de queue. Pour permettre les évolutions de court rayon, ce verrouillage doit évidemment n'être pas permanent.

Sa commande peut être mise à la disposition du pilote, comme par exemple sur Lioré 45, sur Messerschmitt 109 (au moins dans les premières versions de cet appareil), sur Fokker D.21, etc... Elle peut aussi être rendue automatique pour éviter tout risque d'oubli : par exemple, sur les avions de chasse Focke-Wulf 190 (allemand) et Yak 3 (russe), le seul fait de tenir le manche à fond en arrière verrouille la roue de queue dans l'axe, ce qui est parfaitement logique puisque cette opération se trouve ainsi assurée chaque fois que la queue est au sol, et son effet se trouve même renforcé par la surcharge aérodynamique apportée à l'empennage horizontal (cf. 3,413).

3,423.13

Les dispositions qui précèdent visent à assurer la stabilité du rouleur par lui-même. On peut se proposer de faire intervenir le pilote, en reliant la roue de queue à la commande de direction : on améliore alors la manœuvrabilité.

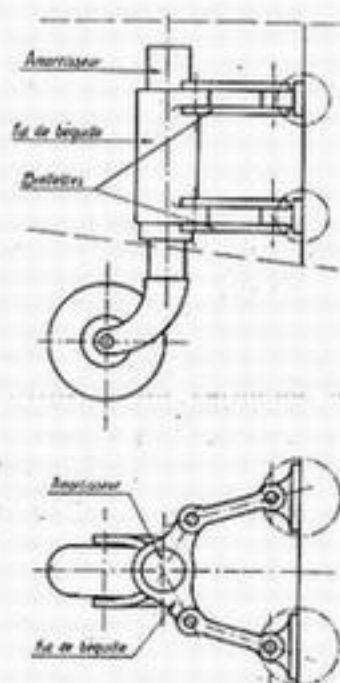
Jusqu'ici, cette disposition n'a été couramment pratiquée que sur les avions légers, où les efforts correspondants restent faibles. De toute façon, l'attelage allant à la roue de queue doit être élastique pour épargner à la commande de direction les saccades et les efforts excessifs dus aux irrégularités du sol. Si l'on voulait un jour étendre ce système aux avions lourds, il faudrait le munir dans ce but d'un limiteur d'efforts.

Le débattement du gouvernail de direction, donc du palonnier, étant limité, une conjugaison permanente aurait l'inconvénient de limiter aussi la courbure

des évolutions possibles : or il faut pouvoir aller jusqu'au pivotement sur place, sur aire cimentée pour la sortie du hangar. Il est donc désirable de prévoir un débrayage de la commande élastique de la roue de queue. C'est ainsi que sur Curtiss 75, la solidarisation du pivot avec son attelage de commande en direction est assurée par une came triangulaire, bloquée dans une encoche de même forme par un ressort (1), et qu'un effort latéral important de manœuvre sur la queue de l'avion peut faire sortir de sa rampe pour rendre la roue de queue entièrement folle autour de son axe.

3.423.14

Faisons enfin une place à part à certains systèmes cinématiques réalisant un véritable pilotage automatique de la roue de queue, tel que le premier mouvement de l'avion pour s'écarter de la ligne droite engendre un pivotement de la roue qui le corrige au lieu de l'aggraver. Un exemple ingénieux est donné par la roue de queue autostabilisante de la S. N. C. A. du Sud-Ouest, représentée par la figure 3.423.14, et qui repose comme la girouette Constantin sur le principe des quadrilatères déformables à côtés inégaux. Un verrouillage permet, soit de rendre la roue complètement folle par rapport au cadre, celui-ci étant verrouillé dans le plan de symétrie de l'avion (manœuvres au sol sur aire cimentée), soit de la solidariser avec le cadre, celui-ci étant libéré (manœuvre en autostable).



ROUE AUTOSTABILISANTE S.N.C.A.O.  
(Schéma de principe)

○ Pivots fixes sur l'axe

Fig. 3.423.14.

3.423.2

### Dispositions diverses.

3.423.21

Si l'on analyse l'étude qui précède, on s'aperçoit que la stabilité du tricycle tient essentiellement à ce que la roue avant est orientable et non à ce qu'elle est unique.

Quoique ce soit inhabituel, il n'y aurait rien d'absurde à rendre orientables les deux roues avant en rendant fixe au contraire la roue arrière unique. On obtiendrait ainsi tous les avantages de stabilité du tricycle.

Mais une telle disposition, qui est réalisée sur l'hélicoptère Bell par exemple, serait plus compliquée que le tricycle (2) parce que ce sont les roues les plus chargées qui seraient ainsi rendues orientables, d'où des difficultés constructives assez grandes pour encaisser les efforts nombreux que doit tenir l'atterrisseur (voir ci-après 4.40) et par conséquent un alourdissement notable. C'est pourquoi elle ne s'est pas répandue.

Cependant elle pourrait reprendre de l'intérêt dans le cas particulier, auquel nous avons fait allusion en 2.114.1, où l'on voudrait réaliser pour les besoins du tourisme une carlingue susceptible de constituer un bon véhicule routier : pour ce dernier emploi, le pilotage par la roue arrière est une trop grande anomalie par rapport aux réflexes habituels des utilisateurs; il faut donc se diriger sur route

(1) Système analogue à celui représenté pour le D. 520 par la figure 3.424.11 B, mais avec des rampes rectilignes et de pente beaucoup plus forte.

(2) Du moins le tricycle ordinaire. Dans le tricycle à roue avant très chargée, on n'évite pas cette difficulté, et c'est un des inconvénients de la formule.



au moyen de l'équipage avant quel qu'il soit : assurément, la solution tricycle du Watermann « Arrowbile » est la plus simple, mais d'autres solutions avec deux roues avant orientables, se rapprochant davantage de l'automobile, ne sont pas exclues.

3.423.22

L'ingénieur doit au besoin être prêt à user même d'expédients, pour améliorer un appareil déjà construit, sur lequel se révèle un défaut grave passé jusqu'ici inaperçu.

Pour montrer à quel genre de solutions cela peut parfois conduire, nous citerons, à titre d'exemple seulement, un moyen envisagé pour atténuer, en s'efforçant d'avancer le centrage *au point de vue rouleur* (voir renvoi <sup>(3)</sup> en 3.412.13), une grave tendance au cheval de bois, sur un avion construit en grande série dont il ne pouvait être question de reculer des roues sans perturber gravement leur escamotage, et par conséquent toute la fabrication. Ce moyen consistait à donner aux roues avant du « pinçage », c'est-à-dire une certaine convergence vers l'avant : il en résulte, en effet, que les réactions transversales occasionnées par ces roues se rapprochent du centre de gravité comme si l'on avait fait varier le centrage. L'effet favorable de cette disposition a pu être mis très rapidement en évidence sur modèle réduit, comme il a été dit en 3.414.2 : c'est même un exemple typique d'emploi de tels modèles. Notons pour être complets qu'une solution de ce genre soumet les pneumatiques à un travail anormal, et qu'elle augmente le coefficient de frottement au roulement, ce qui est fâcheux pour le décollage. Son application, qui s'est trouvée empêchée par les circonstances, serait évidemment restée subordonnée à des essais d'endurance.

Ce qui vient d'être dit attire en outre l'attention sur une conséquence, *a priori* inattendue, de l'angle de carrossage <sup>(1)</sup> des roues sur la stabilité. L'assiette de l'avion, contrairement à celle de l'automobile, varie beaucoup dans le cas de l'atterrisseur à roue arrière unique, selon que la queue est au sol ou en ligne de vol. La présence d'un fort carrossage a pour conséquence, dans ces variations d'assiette, d'entraîner une variation appréciable de pinçage, et tel avion qui n'a pas de pinçage en ligne de vol peut en avoir au sol et voir de ce fait son centrage *de rouleur* modifié. On voit que, si l'on suppose les fusées orientées pour donner un pinçage nul en ligne de vol, un carrossage positif (roues s'écartant vers le haut) donne lorsque la queue est au sol un effet favorable, et un carrossage négatif un effet défavorable. Ce dernier cas est fréquent sur les monoplaces de chasse pour des facilités d'escamotage, et ceci explique pour une bonne part l'indéniable tendance au cheval de bois, queue au sol, marquée par plusieurs d'entre eux, et particulièrement ceux qui présentaient le carrossage inverse le plus accusé.

3.423.3

### Avenir de la formule.

Les avantages éclatants de stabilité et de sécurité que comporte la formule tricycle devraient à première vue lui faire supplanter complètement dans un proche avenir la formule à roue de queue. Il y a cependant deux ombres au tableau : le tricycle est plus lourd, sa manœuvrabilité est plus difficile à assurer aux grandes vitesses. C'est pourquoi de bons esprits pensent à réhabiliter la formule à roue arrière unique, en la rénovant profondément.

L'un des plus puissants facteurs du progrès technique est la concurrence : jusqu'à ces dernières années, on n'envisageait pas d'autre formule d'atterrisseur que celle à roue arrière orientable, qui jouissait de ce fait d'un monopole inconscient favorisant la routine. Bousculée par l'avènement du ricycle, peut-être va-t-elle

(1) Inclinaison des roues dans la vue de face.

maintenant montrer de quoi elle est capable. Les paragraphes précédents signalent un certain nombre de progrès qu'elle a accomplis récemment, notamment dans le domaine de la stabilité. Il n'est pas interdit de supposer que cette formule n'a pas dit son dernier mot et recèle encore des surprises favorables. Du jour où l'on pourrait lui communiquer, sans complication ni alourdissement excessif, les avantages importants de facilité d'atterrissage et de freinage énergique que nous avons portés en 1,532.32 et 1,532.33 au crédit du tricycle, un revirement total en sa faveur serait certain. Mais ce jour viendra-t-il?

3,424

## SCULPTURES DES PNEUMATIQUES

Comme nous l'avons vu, l'adhérence du pneumatique sur le sol peut être utilisée dans deux sens perpendiculaires : latéralement pour lutter contre la dérive (tenue de route) et longitudinalement pour le freinage. On peut se proposer d'améliorer cette adhérence par des sculptures s'opposant aux déplacements relatifs du pneumatique et du sol : si l'on veut séparer les paramètres, on peut dire que pour lutter contre la dérive, les stries devront être circonférencielles, c'est-à-dire contenues dans un plan perpendiculaire à l'axe de rotation de la roue; pour assurer le meilleur freinage possible, elles doivent être au contraire transversales, c'est-à-dire contenues dans un plan passant par l'axe de rotation de la roue.

On peut donc en déduire pour les atterrisseurs à roue arrière unique les conclusions suivantes, couramment appliquées en Allemagne (exemples : Heinkel 111, Messerschmitt 109, etc...) :

- les sculptures doivent être seulement transversales et non pas circonférencielles pour les pneumatiques des roues principales;
- elles doivent être seulement circonférencielles, et non transversales, pour les roues de queue.

Dans les atterrisseurs tricycles, les trois roues sont susceptibles d'être freinées, et doivent donc présenter des stries transversales. Quant à leur tenue à la dérive, elle est plutôt souhaitable dans le cas général, surtout pour la roue avant dans le cas où elle est commandée : on choisira alors des sculptures mixtes (chevrons, petits pavés, ou sculptures analogues à celles des pneumatiques d'automobiles). Pratiquement, on adoptera les mêmes sculptures à l'avant et à l'arrière des atterrisseurs tricycles, chaque fois que les pneumatiques pourront être rendus interchangeables quant aux dimensions : pour les tricycles à roue avant peu chargée, cela conduira à grouper les roues par diabolos de deux à l'arrière. C'est une commodité appréciable à l'actif de cette formule, puisqu'elle permet au besoin d'emporter un pneu de rechange unique, comme en automobile.

Notons enfin que les sculptures jouent un rôle important pour arrêter la propagation des fissures et coupures provoquées dans la gomme par les pierres : les pneus lisses utilisés autrefois périssent par coupure beaucoup plus vite que les pneus sculptés.

DEUXIÈME PARTIE

---

# RÉALISATION INTERNE

## CHAPITRE IV

---

# STRUCTURE

---

## 4,0 - GÉNÉRALITÉS

---

Avant d'aborder l'étude des structures, nous allons rappeler quelques données de base qui les conditionnent : propriétés principales et comparaison des matériaux employés, règles de calcul pour la résistance statique et l'élimination des vibrations. Nous comprendrons mieux alors les raisons des solutions constructives que nous étudierons ensuite.

### 4,01 - CHOIX D'UN MATÉRIAU

#### ,011 *TECHNIQUE ET FABRICATION*

Le premier choix à exercer, et l'un des plus importants, est celui des matériaux. Dans ce choix, les considérations techniques pures sont loin d'être les seules à prendre en considération. Elles sont trop étroitement mêlées à des considérations économiques et industrielles pour pouvoir en être séparées. En les traitant ensemble, nous anticipons sur le chapitre suivant (Chapitre V, Fabrication), mais l'exposé y gagnera en clarté. Il s'agit d'ailleurs de généralités, que nous serons ainsi dispensés de répéter plus loin.

#### ,012 *COMPARAISON ENTRE BOIS ET MÉTAL*

##### ,012.1 Homogénéité.

,012.11 Le métal présente une grosse commodité d'emploi du fait qu'on n'est pratiquement pas limité dans le choix des dimensions, et que ses caractéristiques mécaniques restent toujours semblables à elles-mêmes dans chacune de ses parties et quel que soit le sens des efforts appliqués. Il est vrai que les traitements thermi-



ques peuvent faire naître au sein du métal des tensions internes, qui en l'absence de dispositions adéquates peuvent conduire à des déformations importantes ou même aller jusqu'à la rupture (cas des « tapures » de trempe). Il est certain également que dans les traitements mécaniques à chaud (laminage, forgeage, etc...) le corroyage introduit un « fibrage » qui apparaît à la macrographie — et que la fonderie risque de susciter des discontinuités, telles que retassures, microretassures, etc..., dont nous parlerons plus en détail en 5,212. Il n'en reste pas moins que, si son élaboration a été suffisamment soignée et régulière, ce qui est généralement praticable moyennant quelques précautions, le métal est un matériau relativement très homogène et isotrope.

4,012.12

Au contraire, le bois est un matériau éminemment hétérogène.

Ses caractéristiques mécaniques varient fortement (des écarts de 30 à 40 % ne sont pas rares) d'un madrier à l'autre, et pour un même madrier selon diverses circonstances, notamment le degré de siccité : d'où la nécessité, à l'entrée des matériaux dans l'usine, d'un contrôle très poussé, sur lequel nous aurons à revenir plus loin en 4,012.5. Ces écarts sont tels qu'on ne saurait tirer de conclusion valable d'un essai statique portant sur une construction en bois qu'à condition de prélever ensuite des éprouvettes dans les parties non rompues, pour déterminer avec précision *a posteriori* les caractéristiques mécaniques effectives du bois qui a subi l'essai.

L'existence de défauts ou d'irrégularités naturelles vient d'autre part restreindre la gamme des dimensions possibles, déjà limitée par la longueur originelle des madriers.

Les fibres deviennent une réalité telle que leur coupure sans précautions spéciales peut compromettre la solidité des constructions (voir ci-après en 4,722).

4,012.13

Ce matériau est d'ailleurs foncièrement anisotrope. Par exemple, à la rupture, la résistance en traction du spruce est de l'ordre de 10 kg par mm<sup>2</sup>, sa résistance en compression parallèlement aux fibres est de 3,5 à 4 kg par mm<sup>2</sup>; perpendiculairement aux fibres elle est de l'ordre de 0,6 k/mm<sup>2</sup>; enfin sa résistance au cisaillement est infime : 0,3 kg au mm<sup>2</sup> dans le sens parallèle aux fibres — d'où l'emploi du contreplaqué, afin de contrarier les fibres, pour tous les éléments travaillant au cisaillement.

Dans ce qui suit, les valeurs numériques données pour les bois, tant en ce qui concerne les densités que les caractéristiques mécaniques (1), sont des valeurs minima garanties : pour les raisons qui viennent d'être dites, les cas individuels peuvent s'en écarter notablement par excès.

4,012.2

#### Rendement technique comparé.

4,012.20

Le poids des constructions et leur rigidité dépendent davantage du mode de construction que du matériau lui-même. On peut cependant s'efforcer de dégager quelques observations générales du tableau de caractéristiques comparées donné ci-après (les chiffres indiqués entre parenthèses sont ceux relatifs à la compression, pour les matériaux qui n'ont pas la même tenue en traction et en compression, comme le bois et les matériaux plastiques).

(1) Ces quantités sont liées, les caractéristiques mécaniques augmentant généralement avec la densité.

	Densité d	Limite élastique E (en kg/mm <sup>2</sup> )	Résist <sup>1</sup> à la rupture R (en kg/mm <sup>2</sup> )	$\frac{R}{d}$	Module d'élasticité M (1) (en kg/mm <sup>2</sup> )	$\frac{M}{10^3 d}$	$\frac{M}{R}$	limi tede fatigue F (en kg/mm <sup>2</sup> )
Acier Ni-Cr-Mo traité .....	7,8	125	140	18	20.000	2,5	143	55
Acier 18/8 écroui.	7,9	100	120	15	18.000	2,3	150	38
Acier Cr-Mo sou- dable traité.....	7,8	85	100	12,8	20.000	2,5	200	48
Acier 14 traité...	7,8	65	85	11	20.000	2,5	235	40
Duralumin ord. ...	2,78	26	40	14	7.000	2,6	175	12
Duralumin F. R.	2,78	32	45	16			155	14
Zicral, ou T 60...	2,78	40	55	20	7.000	2,5	127	16 (?)
Alliage de fonde- rie W. 41.....	2,78	15	22,5 (2)	8	7.000	2,5	310	9 (2)
Alliage de Mg (en tôles) .....	1,8	15-20	20-25	11-14	4.500	2,5	180-225	7
All. de Mg pour fonderie (F <sub>1</sub> )...	1,8	7-12	10-20	8,5-11	4.200	2,5	420-210	7 (2)
Spruce .....	0,43	Mal connue	10 (3,5)	23 (8)	915	2,15	91,5 (260)	
Frêne .....	0,66	(mais tou- jours sup <sup>3</sup>	12 (4,8)	18 (7)	1.030	1,55	86 (215)	
Hêtre .....	0,67	sax 2/3 de de R).	12 (4,5)	18 (6,5)	1.015	1,5	85 (225)	
Robinier .....	0,73		13 (5,2)	18 (7)	1.000	1,4	77 (192)	
Bakélite pure....	1,3	1-2	3-5 (6-10)	2-3 (5-8)	300-400	0,23-0,3	100 (53)	
Permalin .....	1,25	11 (15)	13 (20)	10,5 (16)	1.500	1,2	115 (75)	

Toutes les caractéristiques portées au tableau ci-dessus sont des *minima*.

#### 4,012.21 Résistance statique. Poids.

##### 4,012.211

Raisonnons d'abord sur le calcul des pièces de structure à la traction. On voit que l'acier a une densité de 7,8, le duralumin de 2,78, les alliages de magnésium de 1,8, le frêne de 0,66 et le spruce de 0,43; mais alors qu'on peut utiliser en traction certains aciers spéciaux jusqu'à un taux de travail à rupture de l'ordre de 140 kg/mm<sup>2</sup>, le duralumin jusqu'à 40 et même 45 kg/mm<sup>2</sup> et les alliages de magnésium (en tôles) jusqu'à 22 kg/mm<sup>2</sup>, les taux de travail à rupture des bois courants sont de l'ordre de 10 kg/mm<sup>2</sup> en traction (4).

On voit, par les valeurs du rapport R/d qui caractérise la résistance par unité de poids du matériau, que pour les pièces tendues, le bois (en particulier le spruce) est plus léger que le métal. En réalité, en raison de la faible valeur absolue de R, les sections nécessaires sont beaucoup plus importantes pour le bois, ce qui pour la semelle tendue d'un longeron par exemple, diminue l'inertie de la section par

(1) La notation courante E a été écartée ici pour éviter des confusions avec la limite élastique, et remplacée par le symbole M.

(2) Cette valeur n'est pas la charge de rupture effective, qui sur pièces est de l'ordre de 25 à 30 kilogs (davantage encore sur éprouvettes séparées), mais les 2/3 de la limite élastique, qui remplace R dans le calcul de résistance (Cf. 14.214).

(3) Ces valeurs sont obtenues sur éprouvettes. Sur pièces, les valeurs à attendre sont très inférieures (50 % environ).

(4) Ces taux sont d'ailleurs mal connus, parce que la rupture du bois est très difficile à obtenir en traction pure: l'éprouvette périt presque toujours par cisaillement parallèle aux fibres — ou les mors de la machine de traction l'écrasent latéralement, etc.

rapport à la fibre neutre, et met le bois en état d'infériorité à cet égard, surtout pour les avions de petites dimensions à coefficient de calcul élevé, comme les avions de chasse, où la faible hauteur du longeron tend à être presque complètement envahie par la section de semelle nécessaire.

4,012.212

Si l'on considère maintenant les éléments calculés en compression, la situation est entièrement changée, car — *si nous faisons provisoirement abstraction du flambage* — les caractéristiques des métaux restent les mêmes, tandis que la résistance à rupture du bois en compression tombe à des valeurs beaucoup plus basses. Le rapport  $R/d$ , qui n'a pas changé pour les métaux, tombe à 8 pour le spruce et à 6,5 environ pour le hêtre, d'où une infériorité considérable, encore aggravée par l'observation déjà faite sur la réduction de l'inertie de la section (1).

En réalité, il faut tenir compte du flambage. Au flambage général, la situation du bois est mauvaise puisque son module d'élasticité n'est que de 1.000 environ contre 20.000 pour l'acier, 7.000 pour le duralumin et 4.500 pour les alliages de magnésium.

Le rapport  $M/d$ , qui à *égalité d'inertie*, caractérise la résistance au flambage par unité de poids du matériau, prend les valeurs respectives suivantes : 2.550 pour l'acier, 2.600 pour le duralumin, 2.500 pour le magnésium et seulement 1.400 à 2.150 pour le bois (ne pas oublier, d'autre part, la réduction d'inertie déjà signalée, à égalité de maître-couple).

La construction en bois devrait donc finalement être plus lourde que la construction métallique.

4,012.213

Toutefois, à cause du flambage *local*, l'avantage de poids de la construction métallique ne se manifeste que sur des appareils déjà importants. Sur les petits avions en effet, il n'est pas possible de se contenter pour les métaux des épaisseurs très faibles auxquelles conduirait pour les pièces comprimées le calcul à la compression et au flambage général. Il est nécessaire pour éviter les flambages secondaires et obtenir une rigidité locale suffisante, d'adopter des épaisseurs plus grandes qui alourdissent la construction, ou des précautions compliquées qui la rendent plus chère : ondulations, raidisseurs rapprochés, gaufrage ou emboutissage d'autant plus difficile à obtenir que le matériau a des caractéristiques plus élevées, c'est-à-dire qu'il en a plus besoin (la tôle étant trop « élastique (2) », on ne parvient pas facilement à lui imprimer exactement la déformation désirée — exemple des longerons et de la poutre-fuselage en acier 34 du Bréguet 27).

Ici le bois reprend l'avantage, car la forte augmentation d'épaisseur qu'il exige (3) apporte un accroissement d'inertie *locale* (par exemple d'un voile de contreplaqué par rapport à son plan de fibre neutre) beaucoup plus fort que la diminution du rapport  $M/d$ . Les plissements locaux sont donc beaucoup moins à craindre, et l'on peut effectivement dimensionner les épaisseurs d'après les efforts généraux.

(1) C'est cette réduction d'inertie qui conduit à adopter pour les semelles comprimées des bois plus durs que le spruce : leur résistance spécifique  $R/d$  est moins bonne, mais la valeur absolue de  $R$  étant plus forte, les sections nécessaires sont plus réduites et le rendement de la matière est amélioré par l'inertie plus grande de la poutre.

(2) Ce terme du langage courant correspond aux caractéristiques techniques suivantes : limite élastique très élevée et voisine de la charge de rupture, allongement faible ne permettant pas d'imposer de grandes déformations permanentes dans l'intervalle d'écoulement plastique du métal.

(3) Si l'on suppose une même disposition des éléments résistants, cette augmentation d'épaisseur est en principe proportionnelle au rapport des résistances  $R/R'$  ou des modules d'élasticité  $M/M'$ , selon le cas — et l'accroissement d'inertie locale est alors proportionnel au cube de ces rapports.



Cette question de raideur locale a des répercussions jusque sur la fabrication et le prix de revient, la construction s'en trouvant du même coup simplifiée et le nombre de raidisseurs fortement diminué.

#### 4,012.22 *Déformations. Rigidité.*

4,012.221

Si l'on veut apprécier, d'une manière très générale, le degré de rigidité qu'on pourra obtenir pour un mode de construction donné, avec divers matériaux, on pourra utilement rapporter pour chacun la charge de limite élastique  $E$  au module d'élasticité  $M$ . En effet, ce dernier représente la charge au millimètre carré qu'il faudrait appliquer pour obtenir un allongement élastique de 100 % — en extrapolant la plage des déformations élastiques, puisque celle-ci ne saurait s'étendre aussi loin pour les matériaux courants. Le rapport  $E/M$  caractérise donc à quelle fraction de cette charge théorique le matériau est effectivement utilisé. Les déformations étant proportionnelles aux charges, par définition de la déformation élastique, ce rapport donne donc directement la déformation relative qu'on admet à la limite élastique, et son inverse  $M/E$  caractérise la rigidité obtenue.

Dans le tableau 4,012.20, nous avons fait figurer  $M/R$  au lieu de  $M/E$ , afin de pouvoir donner des valeurs pour les bois, pour lesquels la valeur de  $E$  est inconnue. Ce choix défavorise les alliages légers et ultra-légers, pour lesquels l'écart entre  $R$  et  $E$  est plus grand que pour les autres — c'est-à-dire que l'avantage déjà mis en évidence par le tableau pour ces matériaux (surtout à l'état fondu) au point de vue de la rigidité brute ne serait que plus accentué si nous avions utilisé le criterium  $M/E$ .

Remarquons bien que ceci ne constitue pas un classement de valeur des matériaux, car il n'entre là aucune notion de rendement de la construction : il s'agit en effet de la rigidité brute considérée en soi, sans aucun égard pour les moyens par lesquels elle est obtenue — ni, en particulier, pour le poids qu'elle coûte. On peut en effet augmenter le rapport  $M/R$  en diminuant purement et simplement  $R$ , c'est-à-dire en employant la matière sous une forme en quelque sorte dégénérée, dans laquelle son rendement est amoindri. On voit sur le tableau donné plus haut que pour les aciers par exemple, plus leur qualité diminue, plus les constructions qui les emploient sont rigides (avec l'acier doux on aurait  $M/R = 500$ ). De même les alliages légers coulés donnent un  $M/R$  bien supérieur à celui du duralumin.

4,012.222

D'une manière générale, l'amélioration technique d'un matériau donné, c'est-à-dire l'obtention de caractéristiques plus élevées sans changement appréciable du module d'élasticité, permet d'alléger une construction de type déterminé mais *au détriment de sa rigidité*. Le point est d'autant plus important à noter que l'évolution technique des avions vers les vitesses croissantes exige au contraire (comme nous le verrons en 4,03) des rigidités sans cesse accrues.

Pour concilier ces deux évolutions contradictoires, il est indispensable :

— ou de faire appel à des matériaux entièrement nouveaux (modules d'élasticité différents) <sup>(1)</sup>;

— ou de changer radicalement le mode de construction et de rechercher dans une disposition nouvelle de la matière une compensation à la perte de rigidité qu'entraînent les allègements permis par son amélioration.

(1) Les regards se tournent alors tout naturellement vers le Glucinium qui, avec son module d'élasticité de 30.000 joint à une densité de 1,85, serait particulièrement tentant pour la construction aéronautique. Malheureusement sa métallurgie est toujours dans l'enfance et il semble jusqu'à présent rebelle à l'incorporation dans des alliages légers d'utilisation courante.



On voit ainsi que l'évolution des constructions vers des formules générales de plus en plus rigides, dont nous parlerons en 4,111, n'est pas seulement une affaire de libre choix, mais à certains égards une conséquence nécessaire des progrès faits jusqu'ici sur la qualité des matériaux classiques.

4,012.223

Si l'on veut rétablir une certaine notion de rendement dans la rigidité, il faut rapporter cette rigidité au poids de matière par lequel elle est obtenue, c'est-à-dire à la grandeur  $d/E$ . On se trouve ainsi ramené au rapport  $M/d$  que nous avons déjà eu à considérer à propos du flambage, et qui donne en quelque sorte la « rigidité par unité de poids » du matériau considéré.

Le tableau donné plus haut montre qu'à ce point de vue tous les métaux considérés s'équivalent à peu près, tandis que les bois sont nettement inférieurs (le moins mauvais étant le spruce, uniquement à cause de sa grande légèreté), et les matières plastiques pires encore.

4,012.3

### Endurance.

Les bois ont l'inconvénient de vieillir, comme beaucoup de matières organiques, et de jouer à la chaleur et à l'humidité, sauf s'ils sont parfaitement protégés. Cependant, des modes de protection corrects sont à peu près acquis maintenant, tout au moins pour nos latitudes : des avions de construction bois ont déjà fourni de longs services et se sont révélés très durants.

Mentionnons aussi que le bois est un excellent amortisseur de vibrations, tant pour les vibrations d'ensemble (vibrations critiques) que pour les microvibrations qui peuvent à la longue grignoter en quelque sorte la résistance des constructions. Ce n'est pas là le moindre intérêt des constructions mixtes; signalons en particulier le « Plymax », contreplaqué mixte de bois et d'aluminium (où les deux matériaux sont solidarisés par collage) qui constituait le revêtement d'ailes du Morane 406.

4,012.4

### Sécurité.

Un autre inconvénient du bois est d'être fragile. Sous un choc violent, il éclate en menus morceaux, sans absorber suffisamment d'énergie, ce qui rend plus graves les accidents au sol, l'énergie restante devant alors être absorbée par l'équipage. Au contraire, le métal se déforme davantage au choc et sa rupture développe un travail beaucoup plus considérable. On retrouve là d'une manière concrète et tangible la notion technique de résilience, ou de *travail de rupture* : à égalité de *résistance* à la rupture, le personnel est beaucoup plus exposé, lors des accidents, dans les constructions faites avec des matériaux peu résilients. Cette question de sécurité est maintenant bien connue même du grand public dans le domaine des chemins de fer : les wagons en bois ont, dans tous les grands express, cédé la place aux wagons métalliques plus résistants au choc.

Dans le même ordre d'idées, la résistance du bois au choc des projectiles sur les avions militaires n'est pas très bien connue; les expériences sont à compléter à ce sujet. On peut craindre qu'un projectile qui déformerait seulement un élément de résistance métallique<sup>(1)</sup> risque de faire éclater complètement un élément de résistance en bois. Cette appréhension ne paraît cependant pas avoir arrêté les divers belligérants, puisqu'on constate des séries toutes récentes et importantes d'avions militaires en bois (de Havilland « Mosquito » en Grande-Bretagne, et en Russie monoplaces de chasse LAGG. 3 et MIG. 1).

(1) Toutefois les tôles de Magnésium sont fragiles et susceptibles de donner également des éclats.

La combustibilité du bois peut devenir un inconvénient sérieux dans le cas d'incendie en vol sur les multimoteurs. Sur les monomoteurs, si l'incendie va jusqu'à brûler la structure, le sort du pilote est de toute façon très compromis quel que soit le type de construction; tandis qu'au contraire sur les multimoteurs on devrait pouvoir voler assez longtemps avec le feu dans un fuseau-moteur latéral et le laisser s'éteindre par arrêt d'essence ou avec l'extincteur; or, sur un avion de bois les pièces essentielles de résistance, longerons d'ailes par exemple, risquent entre temps d'être sérieusement brûlées. Nous verrons cependant au Chapitre VII que la cloison pare-feu devrait diminuer beaucoup ce risque.

Enfin notons la flottabilité intrinsèque du bois, avantage qui peut n'être pas à dédaigner en cas d'amérissage forcé.

4,012.5

### Considérations industrielles.

Comme nous l'avons vu, le bois est difficile à approvisionner en grandes longueurs, et cette raison s'ajoute à celles déjà données pour le faire réserver plutôt aux avions de faibles dimensions. De plus, il exige un contrôle plus laborieux des approvisionnements à l'entrée en usine pour assurer la régularité nécessaire. Un exemple un peu extrême illustre le genre de sujétions qui peut à la limite en résulter : on s'était proposé d'employer pour les semelles de longeron d'un avion de chasse une qualité spéciale de *limbo*, qui offrait des caractéristiques plus poussées que les bois courants (résistance en compression de l'ordre de 6 kgs) : il fallut y renoncer parce que ce bois présentait une telle irrégularité que le contrôle individuel de chaque madrier employé conduisait à en rebuter à peu près neuf sur dix. La question est donc sérieuse.

Par contre, le bois est plus facile à travailler que le métal et n'exige qu'un outillage très faible et simple à réaliser, donc vite amorti financièrement — et facile à reproduire, et par conséquent à disperser en temps de guerre. Le bois ne demande qu'une main-d'œuvre très courante, à condition cependant qu'elle soit bien encadrée. En effet, les opérations à faire dans la construction bois ne sont pas difficiles, mais elles doivent être faites très consciencieusement, en particulier pour les collages, dont le contrôle *a posteriori* est pratiquement impossible : une main-d'œuvre inexpérimentée, et surtout peu soigneuse, risquerait, si elle était mal encadrée, de provoquer des accidents graves.

Le bois exige d'assez grandes surfaces couvertes; à cause des séchages, qui sont longs, les ensembles en bois séjournent plus longtemps sur leurs montages que les ensembles métalliques équivalents.

L'un des avantages du bois au point de vue industriel (notamment en temps de guerre) est de permettre l'utilisation de matériaux nationaux sans travail d'élaboration compliqué. Les essences françaises les plus employées en aviation sont les suivantes : épicea, hêtre, frêne; pour les contreplaqués on réalise avec le hêtre un produit susceptible de concurrencer le contreplaqué de bouleau, et avec le peuplier un contreplaqué valant à peu près celui d'okoumé. L'inconvénient des bois français est qu'ils présentent en général un faible volume utilisable et exigent par conséquent un triage important. Le chevron étant de faibles dimensions, nécessite de nombreuses entures dans les structures. Sous ces réserves, leur qualité est excellente et permet une construction aéronautique normale.

En définitive, la construction en bois se distingue par son faible prix et sa facilité de réparation. Elle est certainement avantageuse pour les prototypes <sup>(1)</sup> et pour

(1) A noter que cet avantage est rarement recherché pour lui-même, car il n'y a que les avions expérimentaux (très peu nombreux) dont les prototypes ne soient pas destinés à être suivis de série, et il ne saurait être question de faire en bois le prototype d'une série métallique.

les petites séries d'avions légers. Elle se présente moins bien pour la grosse construction industrielle, surtout d'avions lourds.

## 4,013 PRINCIPAUX MÉTAUX EMPLOYÉS

### 4,013.1 Alliages légers.

Les alliages légers sont les métaux de construction aéronautique par excellence. Nous n'insisterons pas ici sur leurs caractéristiques, qui sont à étudier en détail dans d'autres ouvrages.

4,013.11 Leur travail, à certains égards plus facile que celui des aciers, exige pourtant des outils spéciaux, et la mise en œuvre de plus grosses puissances pour le travail de déformation à chaud (presse à forger).

Ils ont l'inconvénient, surtout lorsqu'ils contiennent du cuivre, d'être sujets à la corrosion, ceci principalement pour les hydravions ou les avions terrestres stationnés au voisinage de la mer et exposés à l'air salin. On y remédie en substituant au duralumin le *védal* (duralumin habillé de deux minces couches d'aluminium pur). On emploie aussi des protections chimiques (anodiques) et des enduits de protection.

4,013.12 Les alliages d'aluminium contenant du cuivre comme le « Duralumin » (Cu 4 %, Mg 0,5 %) avaient initialement une résistance à la rupture de l'ordre de 40 kg/mm<sup>2</sup> au moins. Ils ont été notablement améliorés en augmentant un peu la teneur en magnésium : l'alliage obtenu, le duralumin F. R., a une résistance minimum de 45-47 kg/mm<sup>2</sup> à la rupture (limite élastique : 32 à 35 kg/mm<sup>2</sup>). Il est très utilisé, surtout en Amérique sous le nom de 24 ST sous forme d'alclad<sup>(1)</sup>.

En raison des caractéristiques mécaniques élevées, le formage à froid des tôles se fait sous recuit et non pas à l'état trempé comme pour le duralumin ordinaire. La trempe se fait ensuite, et pour éliminer les déformations on procède généralement au brouillard, ce qui conduit à des installations importantes.

4,013.13 Pour faire encore un pas en avant vers des caractéristiques élevées, on s'est adressé à un autre constituant, le zinc, qui intervient pour 8,5 %, avec 2,5 % de magnésium et 2 % de cuivre.

Le formage à froid des alliages obtenus (« Zicral », T 60, etc..) doit aussi s'effectuer sous recuit avec une trempe ultérieure. Quoique leur oxydabilité soit nettement inférieure à celle du duralumin, on étudie cependant pour eux des procédés de placage (avec aluminium-zinc) de principe analogue au védal.

Les remarques faites en 4,012.222 sur la rigidité concernent particulièrement ces alliages, dont le module d'élasticité est le même que celui du duralumin ordinaire.

4,013.14 Les alliages aluminium-magnésium comme l'« Alumag » ou le « Duralinox » présentent une ductilité et une résistance à la corrosion bien meilleures que celles des alliages au cuivre. Leurs caractéristiques de traction sont jusqu'ici sensiblement inférieures ( $R = 30/36$  K environ), mais il y a dans les avions bien

(1) Équivalent de notre Védal, c'est-à-dire tôle sandwich : la partie principale, en duralumin, est incluse entre deux couches très fines d'aluminium pur dont l'oxydation superficielle produit deux pellicules protectrices d'alumine. La résistance à la rupture subit un léger abattement, de l'ordre de 10 %, par rapport à la même épaisseur en duralumin pur.



des éléments pour lesquels une résistance élevée à la rupture n'est pas nécessaire et où l'on a intérêt à profiter de l'inoxidabilité relative de ces alliages; en particulier ils sont le matériau par excellence des réservoirs et des tuyauteries.

4,013.14 Avec les alliages de fonderie, on arrive maintenant, grâce à une technique appropriée, à obtenir une résistance qui devient intéressante pour la réalisation même de pièces de structure principale : cadres de fuselages coulés par exemple (Cf. 4,312.213).

4,013.2 Alliages-ultra-légers.

4,013.21 Ces alliages, à base de magnésium, sont employés surtout sous forme fondue, pour certaines pièces massives comme les roues, les caissons d'atterrisseur, etc..., et sous forme de tôles, pour certains revêtements travaillant assez peu, tels que les capotages, revêtements de bouts d'ailes ou de gouvernes, raccords d'emplanture d'ailes, etc...

La réalisation de pièces forgées est possible, mais exige de très fortes presses pour des pièces épaisses.

Les tôles s'emboutissent mal à froid, et doivent se travailler à chaud. La soudure autogène en est facile et ceci présente des avantages pour la construction des réservoirs par exemple. Cette soudabilité trouve aussi une application dans la confection de capotages, carénages ou tubulures pour permettre d'adopter des formes plus ou moins compliquées, et d'y greffer aisément des bossettes ou excroissances diverses.

4,013.22 Malheureusement, l'extrême susceptibilité à la corrosion de ces alliages oblige à les éviter pour les appareils exposés à l'eau de mer ou à l'air salin, et de toute façon à prendre des précautions spéciales, particulièrement pour les pièces minces (tôles) : une couche de mordantage (à couleur un peu cuivrée) doit être apposée dès le début pour protéger les pièces pendant les manipulations; la protection définitive des tôles pour être correcte doit, si l'on fait appel à des peintures, être appliquée à chaud, ce qui complique les installations. Les réservoirs de combustible en tôle doivent être protégés contre la corrosion par une petite capsule placée à leur point bas et chargée de fluorures destinés à absorber complètement l'humidité qui viendrait à se déposer par condensation.

L'inflammabilité de ces alliages conduit à recommander quelques précautions à l'usinage; seule la poudre métallique ou la limaille très fine peut constituer un danger à cet égard. Cette propriété peut également faire déconseiller l'emploi de ces métaux dans la constitution des pièces avoisinant des foyers éventuels d'incendie : par exemple, les manches d'admission des moteurs où des retours de flamme peuvent allumer des égouts stagnants d'essence (voir 6,121.15 et 7,322). Il y a risque d'inflammation lorsque le métal est porté à une température supérieure à 700°.

4,013.3 Aciers.

4,013.31 Les seuls aciers pratiquement utilisés pour les pièces importantes de structure, sont les aciers spéciaux, seuls intéressants par le rapport de leur résistance à leur densité; on emploie cependant un peu d'acier doux pour certains points délicats d'ensembles soudés. Comme nous l'avons vu en 4,012, l'acier n'est à employer que lorsque l'importance des efforts conduit à de grosses épaisseurs, sinon le risque de flambage est très accru à poids de structure égal.



En économie « de luxe », c'est-à-dire en temps de paix, l'acier spécial le plus apprécié est l'acier au nickel-chrome-molybdène (longerons du Morane 406 et du Lioré 45). Mais en temps de guerre, lorsque le nickel manque, on s'oriente plutôt vers l'acier ou chrome-molybdène, dont les caractéristiques mécaniques restent encore très intéressantes (Cf. Tableau 4,012,20) et qui est en tous temps d'un usage très répandu pour la soudure autogène. Le rôle des aciers « ersatz » a même été poussé particulièrement loin par les Allemands dans l'avion d'entraînement Arado 396 où ils remplacent apparemment l'alliage léger, dont on ne trouve plus trace dans cet appareil.

L'acier inoxydable dit « 18/8 » pour rappeler ses teneurs respectives en chrome et en nickel, a l'avantage d'être facilement soudable électriquement par points mais son usinage et son formage sont très difficiles. A cause de sa résistance à la corrosion, il est assez largement utilisé pour les hydravions. On l'y rencontre sous forme de tôles, notamment pour les revêtements de coque et même pour des profilés intérieurs de structure. Mais il est employé plus généralement sous forme de pièces massives : ferrures, boulonnerie, pour laquelle on emploie aussi au lieu de l'acier 18/8 un acier plus ordinaire de coutellerie, à 13 % de chrome. Cependant cet acier n'est pas limité aux hydravions : on le trouve déjà depuis longtemps dans les structures d'avions terrestres : en France nervures maîtresses du Morane 406, caissons-réservoirs structuraux de l'avion léger de course Capra S 200, etc... Et plus récemment en Amérique la Société Budd, qui s'est faite depuis l'origine le champion de la soudure électrique par points de la tôle d'acier 18/8, a sorti un bimoteur de transport de 15 t. 4, le Budd RB-1 « Conestoga », entièrement réalisé de cette façon, tant pour la structure que pour les aménagements.

4,013.32

Des pièces essentielles de structure, où il est justifié, l'usage des aciers spéciaux s'est étendu aussi d'une manière abusive, et plutôt par habitude et paresse d'esprit que par nécessité, à nombre de pièces secondaires (notamment axes, visserie, boulonnerie) pour lesquelles des aciers au carbone suffiraient largement. Il est à noter à cet égard que les circonstances économiques du temps de guerre, qui ont conduit à étudier les substitutions de matières pour des raisons de contingentement, ont donné lieu simultanément à un certain nombre de progrès techniques qui subsisteront même après le retour des facilités d'approvisionnement.

4,013.33

Indiquons enfin qu'un usage très large de l'acier dans la construction des avions, et notamment des fuselages, peut conduire à de sérieuses difficultés pour la compensation des compas. On peut éviter ces inconvénients en n'employant au voisinage des compas que des aciers amagnétiques, c'est-à-dire des aciers austénitiques, et notamment les aciers inoxydables 18/8. Il y a là encore un avantage non négligeable en faveur de ces derniers, qui, à l'inverse des autres aciers, notamment de ceux au chrome-molybdène, peuvent être employés de façon massive sans inconvénients d'utilisation, même dans la construction des fuselages et habitacles. Cet emploi se fait le plus souvent sous forme de tôles et bandes soudées.

4,014

## MATIÈRES PLASTIQUES

4,014.1

Les matières plastiques ont été jusqu'à présent utilisées surtout en association avec le bois. Par exemple le « Duramold », avec lequel la Société Fairchild a construit un avion Clark, n'est pas, comme on a essayé de le faire croire, un nouveau matériau plastique pur moulé; en réalité c'est un procédé d'assemblage du

bois, qui n'est pas très différent d'autres procédés utilisés en France, comme le procédé Pleyel, dont nous parlerons plus loin (4,125.3 et 5,311.2).

A tout prendre, les bois imprégnés tels que le Permali, avec lequel on fait des pales d'hélice, constituent une nouveauté plus réelle en tant que matériau plastique, le bois initial ne figurant dans le constituant final que dans une proportion assez faible. On atteint ainsi des densités de 1,25 à 1,3 et des résistances de l'ordre de 13 kg à la rupture, en traction, et 20 kg en compression, avec un module d'élasticité de l'ordre de 1.500 en traction. L'usinage ressemble à celui des métaux légers.

La matière servant à ces imprégnations est souvent la bakélite, c'est-à-dire une résine artificielle phénol-formaldéhyde. Toute la question consiste à « charger » ou « armer » suffisamment cette bakélite pour relever au mieux ses caractéristiques naturelles, qui sont assez basses (résistance à la rupture de 3 à 5 kg/mm<sup>2</sup> en traction et de 6 à 10 kg en compression — module d'élasticité d'environ 300 à 500).

L'association de la bakélite avec le bois est d'ailleurs particulièrement heureuse puisque le premier de ces matériaux a de bonnes qualités de résistance en compression, mais des caractéristiques de traction très mauvaises, tandis que c'est l'inverse pour le second. Toutefois une difficulté se rencontre pour le collage, qui jusqu'à présent n'a pas encore été couramment mis au point pour des pièces terminées : les assemblages nécessaires doivent se faire au cours de l'élaboration même du matériau, c'est-à-dire lors de l'imprégnation de la bakélite dans le bois.

On emploie aussi des matériaux où la matière plastique est franchement prédominante avec simplement un peu de « charge » donnée par des constituants divers, plus ou moins pulvérulents ou fibreux.

Pour la construction d'éléments légers de grande surface, comme certaines gouvernes par exemple, on peut employer aussi des matériaux allégés par émulsion d'air, comme l'ébonite-mousse par exemple. Rappelons que les poulies de renvoi de câbles, où le matériau ne travaille qu'à la compression, sont avantageusement réalisées en bakélite dont les flasques sont armés par de la toile, etc...

## CONCLUSION

Actuellement la voie est ouverte plus que jamais à la recherche de matériaux nouveaux. *C'est une question de la plus haute importance.* Dans certains cas le choix judicieux d'un matériau parfaitement adapté à son objet permet des réussites impossibles à obtenir autrement, même avec une grande ingéniosité dans les formes et les dispositions de structure. C'est assez dire que le choix de matériaux vraiment adéquats mérite beaucoup de réflexion, au moment où l'on aborde l'étude constructive d'un avion nouveau.

## 4,02 - RÈGLES DE CALCUL

Comme l'a indiqué l'avant-propos, cet ouvrage n'a pas pour objet de traiter du calcul de résistance des avions. Cependant, il serait paradoxal de passer entièrement sous silence ce point capital qui commande toute la construction.

Nous rappellerons donc brièvement les principes fondamentaux qui régissent ces calculs, et nous donnerons, sous une forme très condensée, quelques aspects

pratiques de l'application du Règlement de calcul français officiel Air 2004/B, actuellement en vigueur.

Il nous a semblé indispensable, de plus, de mettre à la disposition du lecteur les passages essentiels du Règlement lui-même (édition provisoire en date du 15 mars 1940) et du commentaire officiel publié en Annexe au Règlement. Toutefois, pour ne pas allonger exagérément notre texte, ces extraits ont été reportés à l'Annexe XIV à la fin du présent volume.

## 4,021 PRINCIPES

### 4,021.1 Efforts généraux.

4,021.11 Si l'avion restait toujours en vol horizontal rectiligne dans une atmosphère parfaitement calme, il ne serait soumis qu'à la pesanteur, dont l'intensité est  $g$ , et n'aurait à porter que son propre poids.

Mais de nombreux cas de vol viennent aggraver la charge qu'il supporte en y ajoutant des effets d'inertie dus à l'apparition d'accélération normales au plan de la voilure. Ce sont notamment :

- toutes les incurvations volontaires de la trajectoire, qui introduisent une accélération  $V^2/R$  d'autant plus forte que le pilote « serre » davantage l'évolution; celle-ci peut être symétrique (ressource) si la trajectoire du centre de gravité reste contenue dans le plan de symétrie de l'avion, qui reste lui-même vertical — ou dissymétrique dans le cas contraire (virages, certaines évolutions acrobatiques, etc...);
- les rafales atmosphériques, qui apportent des surcharges dont il est d'autant plus nécessaire de tenir compte qu'elles ne peuvent être, comme les précédentes, dosées par le pilote (celui-ci ne peut agir, pour diminuer leurs effets, que sur la vitesse de l'avion).

Pour plus de simplicité, nous nous limiterons dans ce qui va suivre au cas des évolutions symétriques, en considérant seulement les efforts les plus importants, c'est-à-dire ceux qui s'exercent sur la voilure perpendiculairement à la vitesse de l'avion.

4,021.12 On caractérise les efforts subis par l'appareil au moyen d'un « facteur de charge » qui est le rapport de la composante  $F_x$  (perpendiculaire à la vitesse) de l'effort aérodynamique total, au poids  $P$  de l'avion, soit :

$$n = \frac{F_x}{P}$$

Lorsque l'avion vole en palier, ce facteur est égal à 1. Lorsque l'avion exécute une évolution donnant naissance à une accélération normale  $\gamma$ , si l'élément de trajectoire considéré est voisin de l'horizontale :

$$F_x = P + m\gamma \quad n = 1 + \frac{\gamma}{g}$$

et dans le cas général où la pente est  $\theta$ , on a (v. fig. 4,021.12) :

$$F_x = P \cos \theta + m\gamma = P \cos \theta + m \frac{V^2}{R}$$

$$n = \cos \theta + \frac{\gamma}{g}$$

On peut exprimer très simplement  $n$  en fonction des éléments du vol. On a en projetant sur une normale à la trajectoire :

$$nP = \frac{a}{2g} C_z SV^2. \quad (1)$$

Si on compare cette équation avec celle qu'on obtiendrait en palier à la même vitesse  $V$  (1) :

$$P = \frac{a}{2g} C_z SV^2$$

on voit que :

$$n = \frac{C_z}{C_z}$$

Si au contraire on la compare avec l'équation du vol en palier, à la même incidence (même  $C_z$ ) :

$$P = \frac{a}{2g} C_z SV^2$$

on voit que :

$$n = \frac{V^2}{V^2}$$

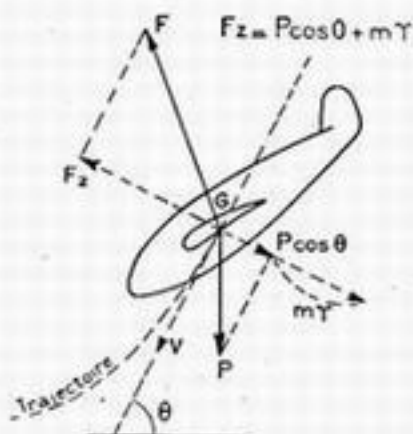


Fig. 4,021.12.

4,021.13

Si l'avion était calculé pour se rompre exactement sous l'effet d'une charge qu'on suppose pouvoir être effectivement atteinte, la sécurité serait nulle. Afin d'avoir une sécurité suffisante, on est donc conduit à s'imposer une marge. Pour cela, on majore le facteur de charge, au moyen d'un *coefficient de sécurité*. Cherchons à nous faire une idée de la valeur qu'il est raisonnable d'adopter pour ce coefficient.

Si l'on veut éviter des risques graves, il faut évidemment que la structure soit capable d'encaisser sans déformation permanente les efforts *maxima* qu'on admet la possibilité de rencontrer exceptionnellement. La majoration devra donc être au moins égale à l'écart entre la rupture et la limite élastique (2) pour les charges possibles *en pointe*. D'autre part, on admet, d'une manière générale, que lorsque la valeur d'un effort susceptible d'être *couramment rencontré* est bien connue, il convient d'adopter à rupture un coefficient de sécurité de l'ordre de 2,5 par rapport à cet effort. On voit donc que la valeur à adopter dépend de la nature de la charge.

L'introduction de coefficients de sécurité plus ou moins élevés dans le facteur de charge conduit à considérer plusieurs valeurs pour celui-ci : en dehors des facteurs de charge normaux, correspondant aux efforts réellement développés dans les évolutions pratiquement effectuées par les avions (à commencer par le facteur de charge 1, correspondant au vol en palier en atmosphère calme), on considère généralement un facteur de charge à limite élastique, et un facteur de charge à rupture, correspondant respectivement à des valeurs limites pour lesquelles est calculée la voilure.

4,021.14

Faisons l'application des règles qui précèdent sur un exemple simple.

Le facteur de charge *minimum* à rupture  $n = 5$  imposé par la Commission Internationale de Navigation Aérienne, ou « C. I. N. A. » pour les avions commer-

(1) Chaque fois que dans ce Chapitre nous nous servirons du mot « vitesse » il s'agira toujours (sauf seulement dans l'expression de l'accélération normale  $V^2/R$ ) d'« équivalent de vitesse », c'est-à-dire de vitesse ramenée au sol, ou en définitive du produit  $V \sqrt{\xi}$ .

(2) C'est-à-dire par convention 1,5 — sauf exceptions ( $V$ , à la fin du présent Volume à l'Annexe XIV deux exceptions de sens contraire, en 14,212 et 14,214).



ciaux signifie que l'on admet pour ces appareils à la limite élastique une accélération maximum de 2,33 *g* au bas d'une ressource, puisque le facteur de charge à limite élastique est égal à  $2/3 \times 5 = 3,33$  et par conséquent :  $\gamma/g = 3,33 - 1 = 2,33$ .

D'autre part, ce facteur de charge à rupture de 5 se justifie aussi par le fait que l'accélération effectivement rencontrée *souvent* sur les avions de transport du fait des rafales est de l'ordre de 2 *g*. En effet, les passagers arrivent couramment à décoller de leur siège : l'accélération due aux rafales est alors égale à  $-g$ , et la plupart des rafales étant des phénomènes symétriques, ceci conduit à admettre que dans l'autre sens la valeur  $+g$  est aussi couramment atteinte. Le facteur de charge réel atteindra donc souvent  $1 + 1 = 2$ , d'où (par application d'un coefficient de sécurité de 2,5) la valeur de 5 imposée pour le facteur de charge à rupture.

#### 4,021.2 Choix des règles de calcul.

Les principes étant fixés comme il vient d'être dit, il reste à établir les règles d'après lesquelles on déterminera les valeurs des efforts en pointe <sup>(1)</sup>.

4,021.20 Comme nous l'avons dit au Chap. II, un avion doit être fait avant tout pour rendre des services déterminés. Sa solidité doit donc être adaptée à l'utilisation prévue. Toute la question — et la difficulté — consiste à prévoir quels efforts comportera cette utilisation.

Il est évident qu'on ne saurait accepter de couvrir pour tous les avions la totalité des efforts qu'il est matériellement possible de réaliser. En effet, un piqué limite à la vitesse  $V_p$ , suivi d'un redressement instantané à l'incidence du  $C_{x_p}$ , donne un facteur maximum de charge

$$n = \frac{V_p^2}{V_a^2} = \frac{C_{x_p}}{C_{x_0}} \quad (2)$$

de l'ordre de 25 à 30; même en limitant la ressource à la résistance approximative d'un pilote, on a encore  $n = 10$ . De telles charges grèvent lourdement le poids de l'appareil; l'on est conduit à évaluer de façon plus serrée les efforts réels.

Cette évaluation ne peut reposer que sur des mesures d'accélération en vol. De telles mesures existent bien, mais n'ont pas encore (surtout pour les rafales) un caractère statistique suffisamment étendu. Il subsiste donc dans tout règlement de calcul une certaine part d'arbitraire.

Nous allons résumer très brièvement ci-après l'historique de la réglementation française.

#### 4,021.21 Cas de vols isolés.

Le règlement de calcul français de 1925 considérait un certain nombre de cas-types qui étaient supposés soumettre l'avion aux efforts les plus sévères. En particulier, on envisageait :

- un premier cas de vol, à grande incidence et grande vitesse (conditions pratiquement atteintes dans une ressource);
- un deuxième cas de vol, correspondant au palier à vitesse maximum;

(1) Dans ce qui suit, nous ferons des emprunts à une intéressante étude publiée par M. l'Ingénieur en Chef Dupont dans « Science et Industrie » (1933) et dont la lecture intégrale est à recommander pour bien pénétrer ces questions.

(2)  $V_a$  est la vitesse d'atterrissage sans hypersustentateurs ou vitesse en palier au  $C_x$  maximum. Pour le piqué-limite,  $C_x$  est remplacé par  $C_{x_p}$ , coefficient de traînée à la portance nulle.

- un troisième cas de vol, qui était le piqué vertical;
- un quatrième cas de vol, à incidence négative (vol sur le dos).

On affectait à ces divers cas des facteurs de charge choisis tant bien que mal, sans lien entre eux, d'après l'observation empirique de quelques accidents survenus.

Cette méthode avait l'inconvénient grave de présumer une fois pour toutes des cas devant soumettre la structure aux épreuves les plus sévères, alors que ces cas sont affaire individuelle, dépendant notamment des caractéristiques aérodynamiques et élastiques de la voilure considérée. En particulier, certaines combinaisons d'efforts (flexion et torsion par exemple) peuvent donner dans quelques éléments des contraintes maxima pour des valeurs des efforts composants qui ne sont pas leurs maxima respectifs.

#### 4,021.22 *Évolution continue.*

Un perfectionnement sensible a été l'introduction, au lieu de cas de vol discontinus, d'une évolution *continue* figurant un piqué et la ressource consécutive.

- 4,021.221 On suppose que l'avion partant du piqué vertical à une vitesse de calcul déterminée  $V_1$ , augmente progressivement, à vitesse constante, son incidence et par conséquent son coefficient de portance, depuis la valeur 0 jusqu'à une valeur  $C_{z_1}$  correspondant au facteur de charge maximum  $n_1$ , qu'on s'est fixé à limite élastique. Ensuite le pilote limite l'accélération à la valeur ainsi obtenue et l'appareil perd progressivement sa vitesse à accélération constante, jusqu'au moment où le  $C_z$  maximum  $C_{z_{n_1}}$  est atteint. On considère aussi une évolution similaire en vol sur le dos, où les éléments considérés prennent les valeurs respectives  $n_2$  et  $C_{z_{n_2}}$  (portance maxima en incidence négative).

- 4,021.222 L'équation d'équilibre des forces normales à la trajectoire donne, comme nous l'avons vu :

$$nP = \frac{a}{2g} C_z SV^2 \quad (1)$$

Il suffit d'une deuxième relation entre  $n$ ,  $V$  et  $C_z$ , pour définir entièrement une évolution symétrique, qui peut alors être figurée par une courbe dans un diagramme utilisant comme coordonnées deux quelconques de ces trois paramètres.

L'évolution-limite dont il vient d'être question comporte trois parties, définies respectivement par les relations successives :

$$\left. \begin{aligned} V &= \text{constante} = V_1 \\ n &= \text{constante} = n_1 \text{ ou } n_2 \\ C_z &= \text{constante} = C_{z_{n_1}} \text{ ou } C_{z_{n_2}} \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

La courbe anguleuse correspondante délimite <sup>(1)</sup> le domaine de sécurité à l'intérieur duquel une évolution quelconque donnera lieu à un facteur de charge inférieur à la limite admise, et par conséquent supportable pour la charpente.

Comme les relations (2) s'expriment d'une façon très simple en faisant appel successivement à chacun des trois paramètres en cause, on voit qu'on rendra plus parlante l'expression graphique de l'évolution-limite en la considérant, de

(1) On peut en effet fermer le diagramme, si on le désire, en considérant des tronçons de courbe supplémentaires dits de « décrochage » qui sont le lieu des points pour lesquels l'avion ayant atteint le  $C_z$  maximum « décroche » en autorotation.

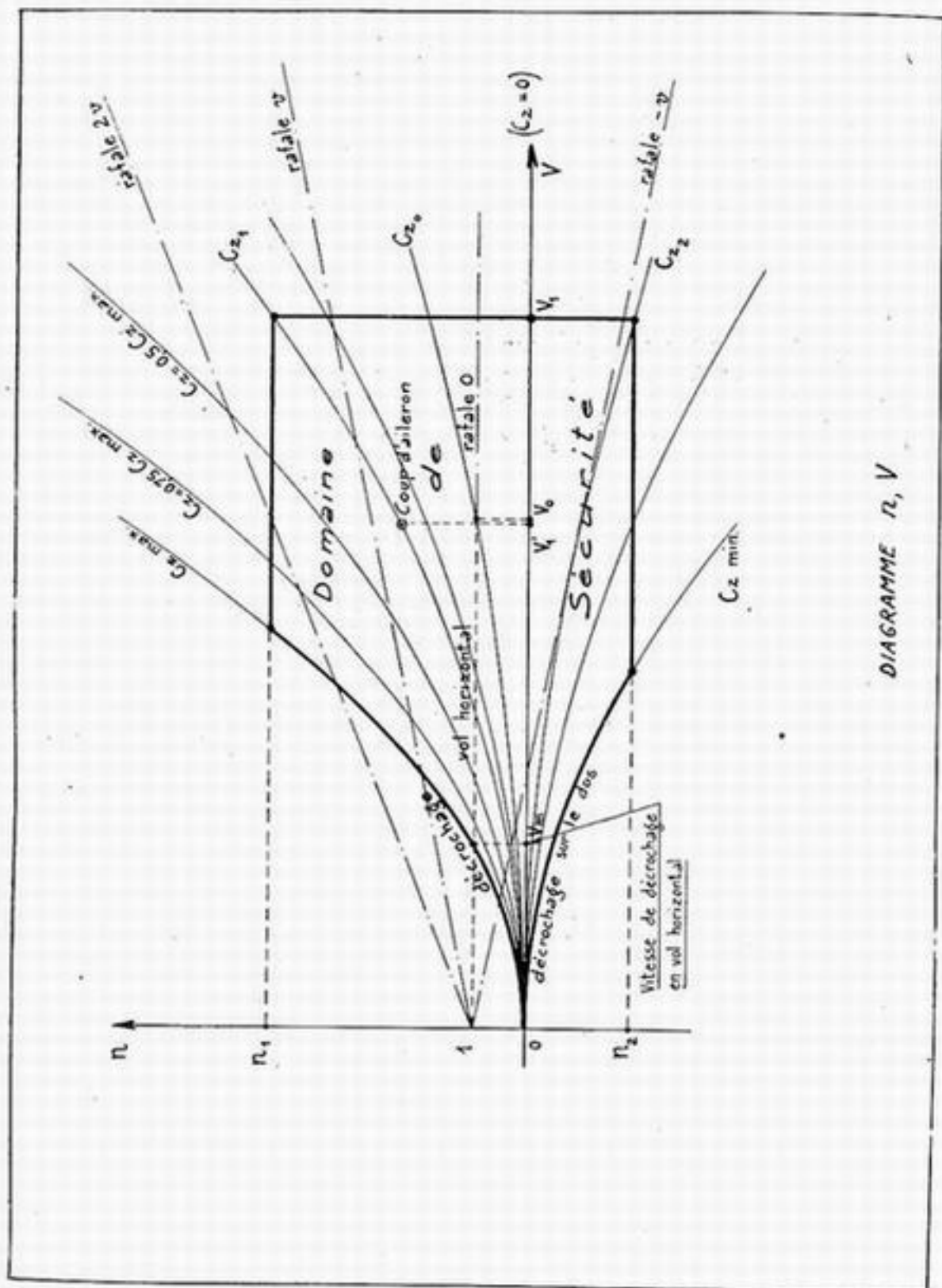


Fig. 4.021.222 A.

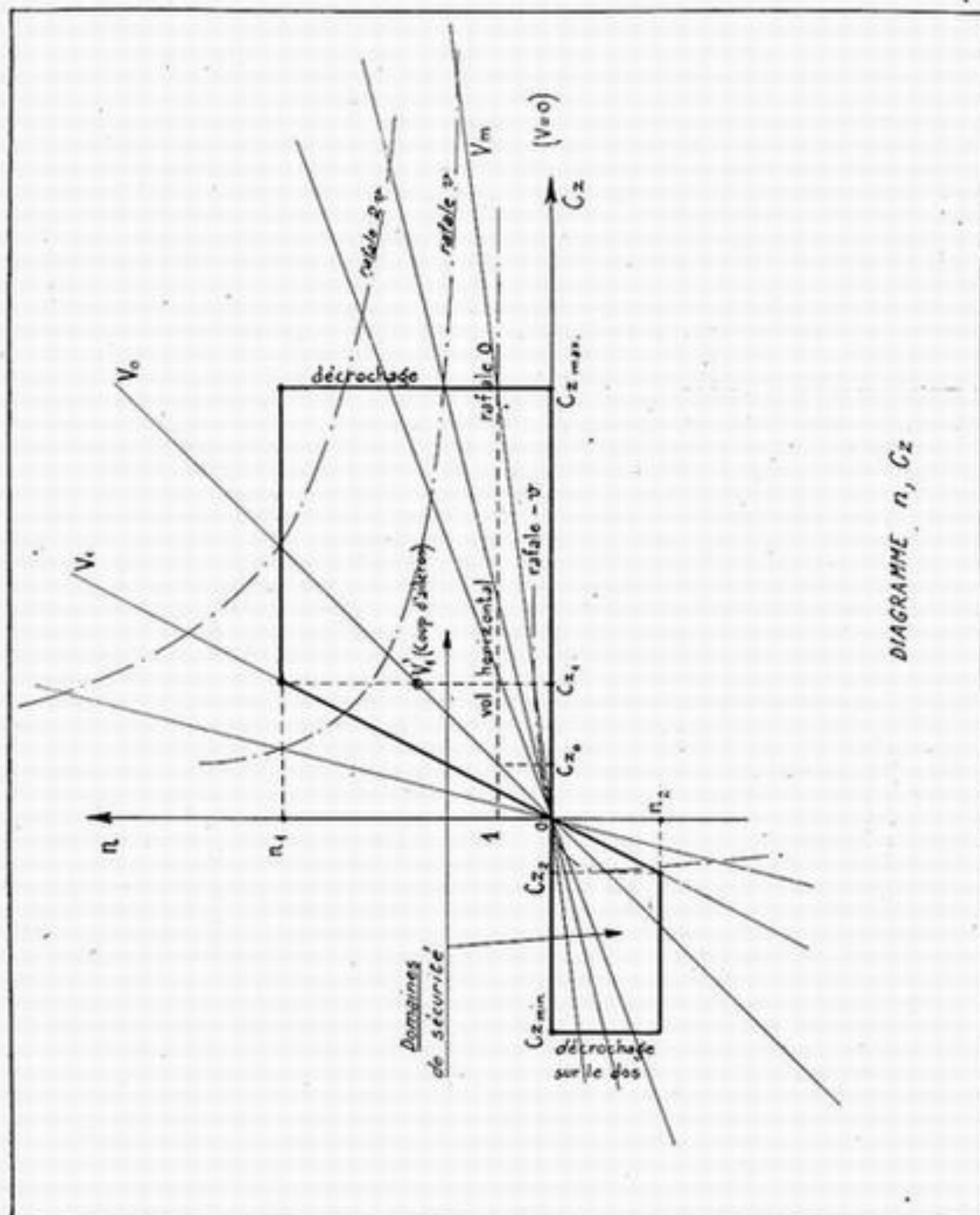
DIAGRAMME  $n, C_z$ 

Fig. 4,021.222 B.

points de vue en quelque sorte complémentaires, dans chacun des plans de coordonnées envisagés plus haut. Les fig. 4,021.222 A, B et C obligamment communiquées par l'Ingénieur Pély, matérialisent ces diagrammes (1).

Une autre forme intéressante de diagramme a été proposée par M. Volmerange, du Bureau Veritas Français, en utilisant des coordonnées polaires où les

(1) Sur ces planches ont été portés dès à présent divers éléments qui résument les exigences du Règlement 2004/B donné à l'Annexe XIV, et seront utilement consultés à nouveau après lecture de ce Règlement et de son Annexe.



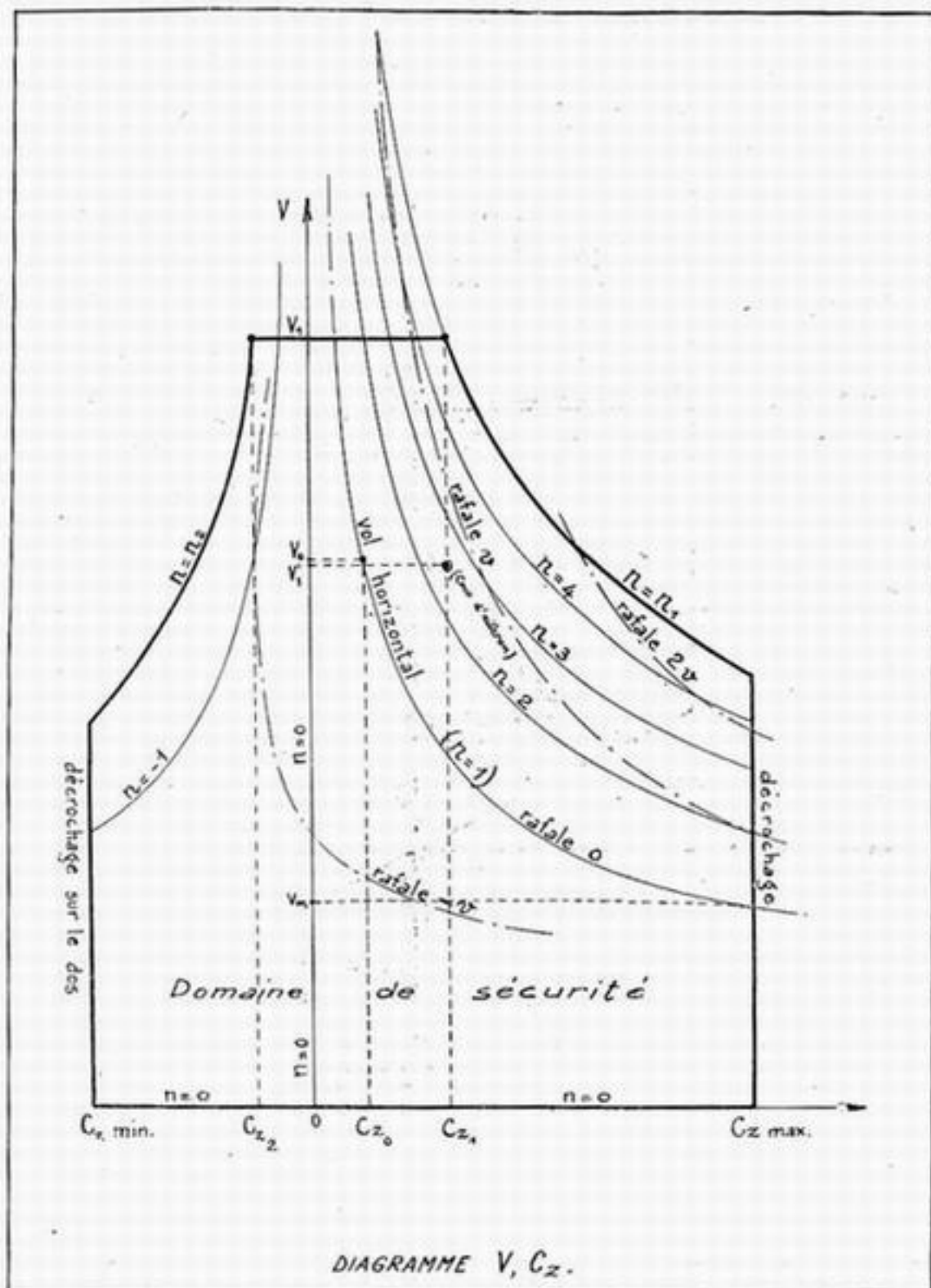


Fig. 4,021.222 C.

vitesse sont figurées par les rayons vecteurs, les angles d'incidence (d'ailleurs proportionnels aux  $C_z$ , sauf au voisinage des maxima de portance) étant les angles polaires. L'avantage de cette représentation est qu'on peut schématiser facilement les rafales au moyen de vecteurs tournants qui apparaissent directement sur le diagramme. La question est traitée plus à fond dans l'Annexe au Règlement 2004/B, dont nous donnons les extraits correspondants en 14,223.

4,021.223

Restait à déterminer pour chaque catégorie d'appareils, les valeurs des paramètres indépendants, par exemple  $n$  et  $V_1$  <sup>(1)</sup>, définissant l'évolution-limite imposée.

Pour le facteur de charge maximum  $n$ , à l'usage s'est établie une règle empirique consistant par exemple, pour les avions civils de la « catégorie normale », à faire diminuer de 7 à 5 le facteur de charge à la rupture, quand le poids augmente <sup>(2)</sup> de 1 T à 5 T, suivant une loi conventionnelle dite de la C. I. N. A. (voir fig. 4,021.223) adoptée presque partout à des nuances près; elle est conservée comme base en attendant mieux. En ce qui concerne le paramètre  $V_1$ , on l'a d'abord fixé forfaitairement, pour une catégorie déterminée, d'après des considérations parfaitement indépendantes des précédentes, et sans lien avec les caractéristiques aérodynamiques de l'appareil.

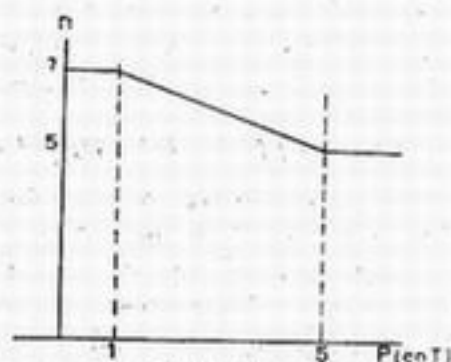


Fig. 4,021.223.

4,021.23

#### Règlement AIR 2.004.

Le règlement français AIR 2004, première forme de l'actuel 2004/B, s'est proposé de mettre tous les avions d'une même catégorie en position comparable. A cet effet, il a relié le paramètre  $V_1$  aux possibilités générales de l'avion en le mettant sous la forme  $V_1 = k_0 V_0$  ( $V_0$  étant le maximum d'équivalent de vitesse en palier) et au paramètre  $n_0$  (facteur de charge maximum forfaitaire) en introduisant entre  $n_0$  et  $k_0$  une relation <sup>(3)</sup> qui permet de déduire toute la définition de l'évolution pour une catégorie donnée, du seul paramètre  $n_0$ . Celui-ci suffit ainsi à caractériser le *degré général de solidité* pour la catégorie dont il s'agit.

De plus, il a paru nécessaire d'attirer l'attention sur les dangers que présentent les vitesses élevées *au point de vue des accélérations* qu'elles permettent d'obtenir.

En effet, l'expression  $V^2/R$  montre que, pour une même trajectoire, l'accélération normale varie comme le carré de la vitesse. On voit d'autre part par la fig. 4,021.222 A que l'accroissement du facteur de charge augmente :

- comme le carré de la vitesse, pour un même accroissement d'incidence (écart entre les courbes relatives à deux valeurs de  $C_L$ ) — ce qui se déduit aussi de l'équation (1);
- comme la vitesse, pour une même rafale (écart entre les droites caractérisant deux rafales différentes).

Cette même figure montre d'ailleurs qu'aux faibles vitesses l'avion ne pourra même pas atteindre de facteur de charge dangereux parce qu'il décrochera avant, tandis qu'aux vitesses élevées les facteurs de charge qu'on peut réaliser croissent démesurément.

Pour faire apparaître les exigences supplémentaires de solidité nécessitées par les performances élevées, le règlement 2004 a donc introduit, concurremment avec le facteur de charge forfaitaire  $n_0$  dont il a déjà été question, un autre facteur

(1) La valeur du troisième paramètre découle alors de l'équation (1).

(2) Parce qu'on admet que la maniabilité évolue en sens inverse du tonnage.

(3) Cette relation s'obtient en écrivant que  $C_{x_1}$  et  $C_{x_0}$  (portance en palier à vitesse  $V_0$ ) sont dans un même

rapport  $\lambda$  pour tous les avions d'une même catégorie. Comme  $n_0 = \frac{C_{x_1} V_1^2}{C_{x_0} V_0^2} = \lambda k_0^2$ , on en déduit  $k_0 = \sqrt{\frac{n_0}{\lambda}}$ . Les valeurs de  $\lambda$  pour chaque catégorie (respectivement 1,7 — 1,85 — 2 et 2,1) se retrouvent dans le tableau 14.191.

de charge à limite élastique:  $n' = C_{2p}/C_{20}$  (1) qui est inversement proportionnel à  $C_{20}$  (et donc proportionnel à  $V_0^2$ ) et correspond par exemple à une chandelle instantanée effectuée par un avion volant à pleine vitesse au voisinage du sol, pour sauter un obstacle à l'angle de montée optimum (incidence du plafond). La valeur finalement retenue pour  $n_1$  est la plus grande des deux valeurs  $n_0$  et  $n'$ .

#### 4,022 APPLICATION DU RÈGLEMENT 2004/B.

On rappelle que les extraits essentiels du Règlement de calcul Français (fascicule 2004/B de mars 1940, mis à jour des modifications C du 1<sup>er</sup> janvier 1946 relatives aux atterrisseurs) et de son Annexe, peuvent être consultés en 14,1 et 14,2. Nous nous contenterons ici de donner un aperçu très résumé des charges appliquées aux éléments principaux et des cas auxquels ceux-ci sont pratiquement calculés, d'après une étude due à l'Ingénieur en chef Gérardin.

##### 4,022.1 Remarque préliminaire.

4,022.1.1 Les charges définies par le Règlement sont les charges à tenir à limite élastique; les charges à rupture s'obtiennent en multipliant les précédentes par 1,5. Les éléments sont à vérifier à la fois à limite élastique et à rupture, mais dans les 9/10 des cas, le critère de rupture prévaut sur le critère de limite élastique, ceci venant, soit du fait que la contrainte de limite élastique du matériau est généralement supérieure aux 2/3 de la contrainte de rupture, soit du fait que les pièces calculées en compression, périssent par flambage local pour des contraintes souvent très inférieures aux contraintes de rupture. Cependant, certains matériaux (alliages légers de fonderie, en particulier) ont des contraintes de limite élastique nettement inférieures aux 2/3 de leurs contraintes de rupture et la vérification de la limite élastique est alors indispensable.

4,022.1.2 Pour le calcul aux efforts de vol, les paramètres primordiaux qui interviennent sont au nombre de trois : le poids de l'appareil, sa vitesse maximum et le facteur de charge. De plus, il y a un facteur de charge spécial pour l'atterrissage.

##### 4,022.2 Facteurs de charge.

4,022.2.1 Les avions sont séparés en quatre catégories d'après leur utilisation. Les facteurs de charge forfaitaires imposés à rupture varient linéairement avec le poids total (v. fig. 4,022.21) entre les limites suivantes, correspondant respectivement à des poids totaux de 5 T et de 1 T (le facteur de charge reste constant en dehors de ces limites) :

— catégorie 1 : Avions commerciaux dits de la « catégorie normale » pour l'obtention du Certificat de Navigabilité; avions de bombardement en vol horizontal, notamment bombardement de nuit..... 5 à 7

— catégorie 2 : Avions de la catégorie dite « acrobatique civile » du C d N, avions de reconnaissance et de bombardement léger; certains avions d'instruction comme ceux qui servent à transformer les élèves sur multimoteurs..... 7 à 9

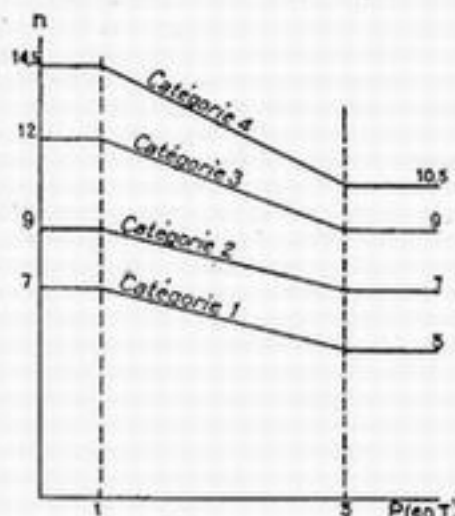


Fig. 4,022.21.

(1)  $C_{2p}$  est la portance à l'angle d'attaque du plafond.

- catégorie 3 : Avions de bombardement en piqué et la majorité des avions d'instruction..... 9 à 12
- catégorie 4 : Avions de chasse et éventuellement avions d'instruction très acrobatiques : entraînement à la chasse, instruction d'acrobatie en double commande, etc..... 10,5 à 14,5

Le cas des planeurs de vol à voile sera vu plus loin, en 12,121.

4,022.22 De plus, le facteur de charge à limite élastique ne doit pas être inférieur à celui que l'on obtient dans une ressource infiniment brutale amenant l'avion de l'incidence correspondant au maximum de vitesse horizontale à l'incidence correspondant à la vitesse ascensionnelle maximum (incidence du plafond).

Le facteur de charge  $C_x/C_{x_0}$  ainsi défini est généralement supérieur au facteur de charge forfaitaire pour les avions rapides de la catégorie 1, mais pour les autres avions il lui reste généralement inférieur.

Nous voyons donc que le facteur de charge à adopter à rupture dépend à la fois de l'utilisation de l'avion, de son poids total et de sa vitesse maximum.

Nous noterons que plus un avion est léger, plus son facteur de charge à rupture est grand, en particulier dans la ressource infiniment brutale définie par le rapport  $C_{x_p}/C_{x_0}$ . Le même avion est justiciable d'un facteur de charge d'autant plus élevé qu'il est plus délesté : ce facteur est inversement proportionnel au poids total de l'appareil.

A titre d'exemple, prenons un avion de transport de la catégorie 1 de poids total 40 tonnes et chargé à 200 kg/m<sup>2</sup>. Le facteur de charge forfaitaire à rupture est 5. Le facteur de charge à rupture donné par la ressource infiniment brutale est inférieur à 5, si le maximum d'équivalent de vitesse horizontale est inférieur à 415 km/h; il monte à 7,3 si cet équivalent de vitesse monte à 500 km/h. Si cet appareil doit être délesté jusqu'à 30 tonnes, les facteurs de charge deviennent respectivement 6,6 pour l'équivalent de vitesse de 415 km/h et 9,7 pour l'équivalent de vitesse de 500 km/h. Le règlement admet, d'ailleurs, que le facteur de charge provenant de ce critère  $C_x/C_{x_0}$  ne dépasse pas le facteur de charge forfaitaire de la catégorie immédiatement supérieure, c'est-à-dire dans le cas présent : 7.

#### 4,022.3 Voilure.

La voilure porte le poids de l'avion (1) et sa charge de calcul est proportionnelle à ce poids et au coefficient de calcul. Pour un avion chargé à 200 kg/m<sup>2</sup> et calculé au coefficient 6, ceci conduit ainsi pour la voilure, à une charge aérodynamique de l'ordre de 1200 kg/m<sup>2</sup>. On calcule également la voilure aux efforts dissymétriques produits par le braquage des ailerons et aux efforts à l'atterrissage. Notons que ces derniers efforts ne conduisent généralement pas à des cas critiques pour la flexion de l'aile, mais conduisent très généralement à des cas critiques pour son calcul en torsion. C'est ainsi que dans les monomoteurs cantilever dans lesquels l'atterrisseur s'attache sur la voilure, la torsion amenée par le train dans le cas d'atterrissage sur trois points, est généralement très supérieure à la torsion maximum donnée par les efforts de vol (même pour les avions de la catégorie 4).

#### 4,022.4 Empennages horizontaux et verticaux.

La charge de calcul des empennages horizontaux et verticaux dépend à la fois de la vitesse horizontale de l'avion et de son utilisation. Pour chaque poids et chaque catégorie, on définit un coefficient par lequel on multiplie la vitesse maximum de

(1) Augmenté ou diminué, selon le cas, de la composante normale des efforts aérodynamiques développés par l'empennage horizontal pour assurer l'équilibre longitudinal.



l'appareil pour avoir la vitesse de calcul des empenrages; ce coefficient est proportionnel au facteur de charge forfaitaire à rupture pour les avions de la même catégorie; pour des avions de catégorie différente, il croît moins vite que le rapport des facteurs de charge. A titre d'exemple : pour un avion de transport de poids supérieur à 5 tonnes et ayant un équivalent de vitesse de 350 km/h, la charge de calcul à rupture des empenrages est de l'ordre de 450 kg/m<sup>2</sup>. Pour un avion de chasse de 3 tonnes ayant un équivalent de vitesse de 550 km/h, cette charge monte à près de 2.000 kg/m<sup>2</sup>.

#### 4,022.5 Fuselage.

Le fuselage est généralement dimensionné par les charges sur les empenrages horizontaux et verticaux. Cependant, pour les avions ayant des charges importantes dans le fuselage et peu rapides, le fuselage peut être dimensionné par les efforts d'inertie venant des masses se trouvant dans le fuselage.

#### 4,022.6 Atterrisseur.

L'atterrisseur est calculé aux efforts venant d'un atterrissage vertical, ou d'un atterrissage avec charge latérale ou longitudinale, ou encore dans les cas de freinage et de giration au sol (ou « cheval de bois »).

L'atterrisseur doit absorber une certaine énergie qui est d'une part proportionnelle au poids et d'autre part grossièrement proportionnelle au P/S de l'appareil; la course d'amortisseur nécessaire pour absorber cette énergie est d'autant plus élevée que le P/S est plus fort; l'ordre de grandeur de la course nécessaire est en mètres 0,002 P/S (P/S exprimé en kg/m<sup>2</sup>). Le facteur de charge minimum à rupture est de 4, mais pour les avions de petites dimensions ou fortement chargés au m<sup>2</sup>, le facteur de charge est déterminé par les conditions d'absorption d'énergie et peut monter jusqu'à 6.

Le cas de giration au sol est un cas très sévère qui conduit à des efforts latéraux importants sur l'atterrisseur (l'effort latéral à rupture appliqué sur une seule roue peut atteindre environ 1, 2 fois le poids total de l'appareil).

#### 4,022.7 Bâti-moteur.

Le facteur de charge d'un avion délesté étant toujours supérieur ou égal au facteur de charge au poids total, le bâti-moteur, qui est soumis aux efforts venant du poids, du couple et de la traction de l'hélice, est toujours calculé appareil délesté.

#### 4,022.8 Commandes. Rafales.

Les commandes de vol sont calculées à la fois à des charges forfaitaires venant du pilote et à des charges venant des moments de charnière des plans mobiles.

Le calcul aux rafales est fait en France en déterminant après coup une vitesse de sécurité que le pilote ne devra pas dépasser et qui est telle qu'à cette vitesse, on puisse à la fois braquer à fond tous les plans mobiles et supporter sur l'aile une rafale d'intensité donnée.

Pour les avions de transport, cette vitesse est généralement de l'ordre des 2/3 de la vitesse maximum.

4,023

*DÉCOMPOSITION DES EFFORTS*

Indiquons en terminant la décomposition arbitraire qu'on fait habituellement des efforts supportés par une voilure et qui constituera la base de nos conventions de langage pour la suite de notre exposé.

4,023.1

Les efforts perpendiculaires au plan de l'aile, que nous appellerons parfois pour simplifier « efforts verticaux », sont beaucoup plus importants que les efforts dans le plan de l'aile que nous appellerons généralement « efforts de trainée ».

Comme nous l'avons vu dès le début de cet ouvrage, en 1,100, c'est justement cette circonstance qui fait toute la difficulté de la construction aéronautique : le sens dans lequel s'appliquent les efforts les plus grands est précisément celui où l'on dispose de la moindre hauteur de poutre.

4,023.2

Occupons-nous surtout des premiers. Il s'agit d'efforts répartis dont l'application sur la voilure engendre en divers points de celle-ci des déformations, qui n'ont aucune raison d'être les mêmes en tous les points d'une même section perpendiculaire à l'envergure. Il en résulte que ces sections (profils successifs de l'aile) ne se déplacent pas en restant parallèles à elles-mêmes, mais subissent un déplacement complexe qu'il est commode de considérer comme la superposition de deux déplacements : une translation perpendiculaire au plan de l'aile, que nous appellerons flexion, et une rotation autour d'un axe parallèle à l'envergure, que nous appellerons torsion. Cette dernière est particulièrement importante en raison de son effet sur l'incidence et par conséquent sur les caractéristiques aérodynamiques principales du profil.

On est ainsi amené à définir ce qu'on appelle l'axe de torsion. Celui-ci, qui résulte uniquement des propriétés élastiques de l'aile, et non de la nature des efforts appliqués, est une ligne telle qu'un effort quelconque appliqué en l'un de ses points n'engendre pas de torsion, mais seulement de la flexion pure. La flexion et la torsion sont prises très différemment par les diverses parties de la structure, suivant l'architecture générale de celle-ci, comme nous le verrons par l'étude qui fait l'objet du § 4,111.

## 4,03 - VIBRATIONS CRITIQUES

Il nous reste à dire maintenant quelques mots des phénomènes de vibrations qui complètent l'étude de la résistance mécanique de l'aile.

C'est une question très importante de sécurité. Précisons bien qu'il ne s'agit pas ici des vibrations de très faible amplitude, ou microvibrations, produites par une excitation mécanique, qui se traduisent par exemple par des fourmillements dans les tôles, des desserrages d'écrous, etc... — mais de vibrations d'origine aérodynamique, s'amplifiant très rapidement jusqu'à entraîner, parfois en une fraction de seconde, l'arrachement d'une gouverne ou même la rupture totale du planeur.

Il semble utile de préciser d'abord deux notions concernant des phénomènes qui, sans être eux-mêmes vibratoires, sont une introduction utile à l'étude des vibrations.

4,031

## INVERSION STATIQUE DES AILERONS

Fréquemment dans le passé, avec des avions à ailes peu rigides en torsion, des pilotes ont été surpris de constater qu'à des vitesses élevées (en piqué par exemple) lorsqu'ils braquaient le manche à gauche l'avion s'inclinait à droite. Cela venait de ce que, l'aile étant trop souple en torsion, lorsqu'on braquait les ailerons d'un certain côté, l'effet aérodynamique venant de la déformation de torsion générale qui en résultait pour l'aile l'emportait sur l'action propre des ailerons. En d'autres termes, l'aileron servait en quelque sorte de servo-flettner à l'ensemble de l'aile qui se braquait en sens inverse d'une quantité suffisante pour que l'effet aérodynamique d'ensemble fût renversé.

4,032

## INSTABILITÉ STATIQUE DE L'AILE EN TORSION

Analysons le comportement d'une aile en torsion sous l'effet d'une variation d'incidence.

On sait (1) que le coefficient sans dimension de moment aérodynamique (positif s'il est piqueur) pris par rapport au bord d'attaque A de l'aile, peut se mettre sous la forme :

$$C_{m_A} = C_{m_0} + f C_s \quad (2)$$

où  $C_{m_0}$  et  $f$  sont des constantes pour un profil donné. Il en résulte que la grandeur  $f$  définit, en fraction de la corde d'aile, un point fixe appelé foyer par rapport auquel le moment est indépendant de l'incidence. En d'autres termes, le foyer est le point fixe par lequel passe constamment l'accroissement de force aérodynamique lorsque l'incidence varie.

De plus,  $f$  est pratiquement une quasi-constante, égale à 0,25 pour tous les profils, d'où il résulte que le foyer est toujours situé à environ 25 % de la profondeur d'aile.

Le coefficient de moment par rapport à l'axe de torsion T, d'abscisse relative  $t$  %, aura pour expression (voir figure 4,032 A) :

$$C_{m_T} = C_{m_0} + (f - t) C_s.$$

Suivant le signe de  $(f - t)$  la déformation élastique tend à augmenter ou diminuer l'incidence.

Malheureusement, sur la plupart des avions  $(f - t)$  est négatif, c'est-à-dire que le centre de torsion est en arrière du foyer (2). Dans ce cas, si une circonstance quelconque crée une augmentation d'incidence de l'aile, le couple aérodynamique  $C_T = 1/16 C_{m_T} S/V^2$  tend à l'amplifier. Le seul couple antagoniste  $C_E$  qui s'y oppose est d'origine élastique et provient de la rigidité de la voilure en torsion.

Dans toute la zone des incidences usuelles de vol, ces couples s'expriment tous deux linéairement en fonction des angles de torsion, c'est-à-dire d'incidence. Ils sont évidemment tous deux nuls en même temps. Mais la pente de la droite figurative de  $C_T$  c'est-

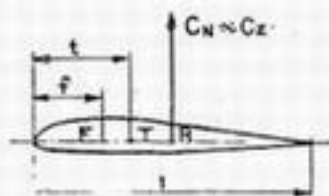


Fig. 4,032 A.

(1) Cf. Article de M. l'Ingénieur en Chef Dupont, déjà cité.

(2) Voir à l'Annexe XIII la définition des notations.

(3) Notons en passant l'intérêt qui s'attache à disposer le plus en avant possible les éléments résistants à la torsion : par exemple caisson de bord d'attaque plutôt que de bord de fuite (v. 4.111.221).

à-dire la raideur de l'aile en torsion, ne dépend que des caractéristiques élastiques de la construction : elle est donnée une fois pour toutes pour un avion déterminé — tandis que le coefficient angulaire de la droite représentant  $C_T$  est proportionnel au carré de la vitesse de vol. On a donc une courbe  $C_T$  pour chaque vitesse de l'avion (*v.* courbes pointillées de la fig. 4,032 B). On conçoit qu'il y a une vitesse pour laquelle le couple à l'emplanture dû aux efforts aérodynamiques équilibre juste le couple élastique de torsion. On l'appelle vitesse d'instabilité statique de l'aile en torsion : dès que l'avion dépasse cette vitesse limite, l'effet aérodynamique l'emporte, avec une soudaineté analogue à celle d'un phénomène de flambage, et l'aile se rompt en torsion.

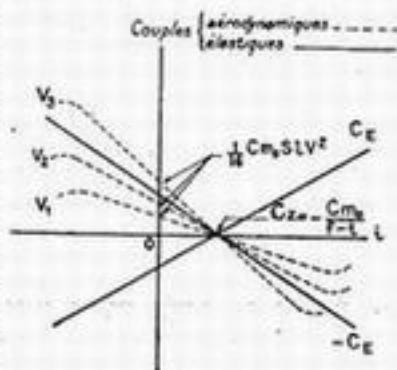


Fig. 4,032 B.

#### 4,033 VIBRATIONS CRITIQUES PROPREMENT DITES

##### 4,033.0 Généralités.

Le phénomène que nous venons d'évoquer sommairement est aux vibrations critiques ce qu'est, d'une manière générale en physique, un phénomène exponentiel<sup>(1)</sup> à un phénomène vibratoire amplifié — c'est-à-dire un cas particulier correspondant à une racine réelle positive de l'équation en  $r$  correspondant à l'équation différentielle qui définit le mouvement. Dès qu'on a affaire à des racines imaginaires conjuguées, on obtient un mouvement vibratoire, amorti si la partie réelle est négative, amplifié si elle est positive.

En passant ainsi du phénomène statique au phénomène dynamique, on voit apparaître des effets d'inertie résultant des accélérations atteintes, qui peuvent être très fortes dès le début malgré les faibles déplacements, puisqu'elles sont proportionnelles au carré de la fréquence. Il apparaît aussi des amortissements, coefficients des termes de premier degré de l'équation différentielle, qui proviennent d'une part des frottements internes (ceux-là sont toujours antagonistes), d'autre part de la vitesse aérodynamique, et peuvent alors être antagonistes ou protagonistes selon la phase relative des mouvements.

Le problème des vibrations critiques à bord des avions est beaucoup trop complexe pour être traité ici, et doit être étudié dans des ouvrages spécialisés. Nous nous bornerons donc à situer la question en quelques mots.

##### 4,033.1 Paramètres de liberté.

Rappelons que les vibrations critiques supposent des systèmes complexes, c'est-à-dire comportant plusieurs paramètres de liberté. Pour s'en tenir aux systèmes doubles, on peut citer les exemples suivants : flexion et torsion d'ensemble de l'aile, flexion de l'aile et rotation des ailerons, torsion de l'aile et rotation des ailerons, etc... Mais il faudrait pour être complet mentionner aussi les systèmes de multiplicité supérieure à deux.

(1) Par rapport à la variable temps, et non plus incidence.



4,033.2 Énergie.

Pour que les vibrations deviennent réellement dangereuses il faut qu'elles s'amplifient. Comme elles sont amorties par tous les frottements internes, l'amplification suppose un *apport d'énergie*. L'énergie ne peut être apportée que par le vent relatif, c'est-à-dire par la vitesse. Il apparaît donc intuitivement qu'il y aura probablement une certaine vitesse minimum nécessaire pour donner l'apport d'énergie causant des vibrations amplifiées : c'est cette vitesse qu'on appellera « vitesse critique de vibrations ».

Parmi les divers mouvements possibles de l'aile, le mouvement de flexion pure n'est pas un bon récepteur d'énergie. En effet, au point de vue aérodynamique, il n'a pour effet que d'entraîner des amortissements qui s'opposent au mouvement, donc il s'amortit lui-même. Au contraire, le mouvement de torsion, en raison des variations d'incidence qu'il donne à l'aile, est un très bon récepteur de l'énergie apportée par la vitesse relative et provoque de fortes variations des efforts aérodynamiques (1). Nous venons d'ailleurs de voir en 4,032 qu'il est capable de s'amplifier lui-même.

4,033.3 Couplages.

Lorsqu'un phénomène s'amplifie lui-même on obtient en général, non pas des vibrations, mais une instabilité aperiodique, comme celle que nous avons vue plus haut. Au contraire on peut obtenir des vibrations lorsqu'un phénomène est susceptible d'en provoquer un autre (on dit alors qu'il y a interaction, ou couplage) : si celui-ci peut à son tour amplifier le premier, par réciprocité pure et simple ou d'une autre façon, on voit que les vibrations pourront aller en croissant. On aura alors affaire à des vibrations critiques.

Les couplages peuvent être aérodynamiques : par exemple une déformation de l'aile en torsion engendre une variation de portance, donc un effet de flexion.

Il existe aussi des couplages d'inertie : si le centre de gravité d'une section d'aile déterminée est en dehors de l'axe de torsion, les effets d'inertie dus à la flexion de l'aile ont par rapport à l'axe de torsion un moment non nul, qui a tendance à donner une certaine torsion. La flexion peut donc par inertie engendrer de la torsion : on voit ainsi que ce couplage peut en quelque sorte « fermer le circuit » du précédent. Il montre d'autre part l'importance de la répartition des masses dans l'aile par rapport à l'axe de torsion.

Enfin il est clair que les effets des couplages, quelle que soit leur nature, seront d'autant plus intenses que la rigidité élastique de l'aile sera moindre — ce qui met en relief une fois de plus l'importance de la rigidité, surtout en torsion puisque nous avons vu que c'est principalement la torsion qui alimentera le mouvement en énergie empruntée à l'extérieur.

Les exigences relatives à la rigidité doivent croître comme le carré de la vitesse de calcul de l'avion. Là encore, le Règlement de calcul 2004/B assure une intéressante homogénéité de principe entre les divers avions, puisque c'est implicitement le carré de la vitesse qui intervient pour fixer le facteur de charge imposé à rupture, par le critérium  $C_{x_1}/C_{x_2}$ .

(1) Il ne faudrait pas croire d'ailleurs que, pour des mouvements aussi rapides que ceux dont il s'agit ici, les valeurs des coefficients aérodynamiques atteintes sont celles qu'on mesure aux mêmes incidences dans une soufflerie en régime d'équilibre. Toute une expérimentation (qui commence en France actuellement) est à entreprendre sur cette « Aérodynamique en régime varié ».

4,033.4 Périodes propres.

Ainsi qu'il est de règle en matière de vibrations, on imagine aisément que les périodes propres jouent un grand rôle dans toutes ces questions, et qu'il y a lieu dans toute la mesure du possible d'éviter les résonances. Il y a cependant ici une difficulté particulière, que nous nous bornons à signaler sans indiquer sa solution, qui nous entraînerait trop loin : c'est que les périodes vibratoires en flexion et en torsion combinées de l'aile *en vol*, sont nécessairement différentes, par suite de l'intervention de la vitesse aérodynamique  $V$ , de celles qu'on peut mesurer au repos en excitant des vibrations forcées de la structure (au moyen d'un petit moteur légèrement excentré par exemple). Ceci ne doit pas faire abandonner d'ailleurs ces mesures au sol, mais complique leur interprétation et rend leur dépouillement assez laborieux.

4,034 CONSEQUENCES CONSTRUCTIVES4,034.1 Caractéristiques de torsion de la voilure.4,034.11 Rigidité.

Nous avons vu qu'il est très important de rechercher la meilleure rigidité à la torsion, c'est-à-dire de *réduire le plus possible les flèches de torsion*.

L'un des meilleurs moyens d'y arriver consiste à faire supporter les efforts de torsion par des tôles travaillant au cisaillement, car on sait que les flèches de *cisaillement* sont beaucoup moindres que les flèches de *flexion différentielle* de deux longerons fléchissant séparément.

C'est pourquoi nous verrons plus loin que les structures comportant des caissons de torsion sont bien préférables au bilongeron entoilé, par exemple, qui ne présente en porte-à-faux qu'une très mauvaise rigidité en torsion.

4,034.12 Répartition des masses.

La distance à l'axe de torsion des diverses masses de l'aile joue évidemment, à cause du couplage d'inertie dont nous avons parlé en 4,033.3, un rôle important — défavorable lorsque les masses sont en arrière de l'axe de torsion.

On peut annuler cette influence en cherchant à faire coïncider le centre de gravité de chaque section successive de l'aile avec l'axe de torsion — mais des raisons constructives et d'aménagement rendent cette tâche difficile. On peut aussi inverser cette influence et la rendre favorable en reportant les masses vers l'avant. C'est ainsi que sur les bimoteurs classiques, la présence en avant de chaque demi-aile de la masse importante du groupe motopropulseur latéral, rigidement lié à celle-ci, a souvent pour effet de faire disparaître la vitesse critique en flexion-torsion : on peut dire que le moteur agit par rapport à l'ensemble de la voilure à peu près comme une masse d'équilibrage par rapport à un volet mobile (voir paragraphe suivant).

4,034.2 Cas des volets mobiles. Équilibrage.4,034.21 Équilibrage dynamique.

La théorie, confirmée par des expériences en soufflerie sur des maquettes élastiques, et par les résultats obtenus en vol sur plusieurs avions modifiés à cet

égard, montre que les gouvernes doivent être équilibrées dynamiquement contre les vibrations critiques des systèmes à plusieurs degrés de liberté qu'elles constituent avec les parties fixes qui les précèdent.

Soit un plan fixe et une gouverne, l'équilibrage dynamique consiste à annuler le moment d'inertie mixte :

$$\int \int m(x, y) f(x, y) xy \, dx \, dy \quad (1)$$

par rapport à l'axe Oy, emplanture du plan fixe qui porte le volet considéré (ou tout au moins de sa partie en porte-à-faux), et à l'axe Ox, articulation du volet

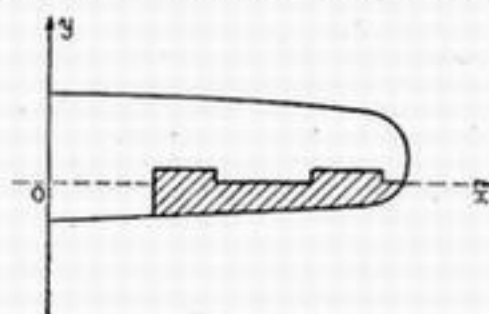


Fig. 4,034.21.

mobile (v. fig. 4,034.21). Ceci conduit pratiquement, lorsqu'on réalise cet équilibrage par une masse localisée, à disposer un contre-poids près de l'extrémité du volet pour être plus efficace (grande valeur de l'abscisse  $x$ ) et permettre d'obtenir l'effet désiré avec le poids minimum.

Il est important de noter que les gouvernes sont d'autant moins sujettes à des vibrations dangereuses que leur construction est plus légère, leur fréquence

propre, à rigidité égale, étant alors beaucoup plus élevée.

#### 4,034.22 *Équilibrage statique.*

L'équilibrage statique consiste à annuler le moment de charnière du poids de la gouverne, c'est-à-dire.

$$\int \int m(x, y) y \, dx \, dy.$$

Il permet d'éviter que les secousses données par les rafales en vol, ou les chocs dans le roulement au sol, ne provoquent de la part du volet des mouvements d'inertie se traduisant par des secousses dans les commandes. Il intervient aussi, pour les gouvernes de queue, dans les vibrations critiques en vol, même en air calme — car il supprime les effets de couplage avec le fuselage.

#### 4,034.23 *Réalisation.*

Une seule masse d'équilibrage localisée ne peut pas remplir à la fois les deux rôles. En effet, le poids d'une masse d'équilibrage dynamique est inférieur à ce qu'il faudrait pour équilibrer entièrement le poids de la gouverne autour de sa charnière. C'est pourquoi pour les gouvernes de queue on rajoute généralement une masse d'équilibrage centrale, située au voisinage de l'axe longitudinal de l'avion, qui donne la différence de poids nécessaire pour annuler le moment de charnière et ne perturbe pas, puisque son abscisse est nulle, l'action dynamique de l'autre contre-poids.

La réalisation des équilibrages par des masses concentrées est assez médiocre. Il est meilleur de réaliser à la fois l'équilibrage statique et dynamique de la gou-

(1) Dans lequel  $m$  est la masse de la gouverne par unité de surface et  $f(x, y)$  une fonction de la flèche relative en chaque point.

verne en équilibrant chacune de ses sections. Il suffit pour cela de déporter l'axe d'articulation en arrière du bord d'attaque, et de mettre une barre lestée dans ce bord d'attaque, de telle sorte que le centre de gravité soit sur l'axe, et que par conséquent

$$\int \int m(x, y) f(x, y) xy \, dx \, dy = 0$$

dans chaque section, et ceci quel que soit l'emplacement (souvent hypothétique) de l'axe  $Oy$  : on est donc plus certain que l'équilibrage ne dépend pas d'hypothèses arbitraires.

Ce moyen est généralement un peu plus lourd que le précédent<sup>(1)</sup>, encore qu'en s'y prenant adroitement on puisse y faire contribuer la structure même du volet, en disposant les parties résistantes les plus lourdes à l'avant et entoïlant le reste. Il est néanmoins préférable à tous égards et surtout sur les avions militaires : si, au cours d'un combat, un tronçon de gouverne vient à être emporté, ce qui reste est encore équilibré, tandis que si l'extrémité d'un volet portant une masse d'équilibrage dynamique concentrée est enlevée, ce qui reste de la gouverne n'est plus équilibré et risque de battre. Or, c'est justement le moment où le risque de vibrations est le plus grave puisque l'ensemble a été fortement ébranlé. Nous verrons d'autre part en 7,311.1 et 11,121 que la présence de masses extérieures liées aux parties mobiles constitue un danger au point de vue du givrage.

---

## 4,1 -- VOILURE

---

Nous rencontrerons pour la première fois, à propos de la voilure, un certain nombre de problèmes généraux qui trouvent des applications dans bien d'autres parties de l'avion, comme par exemple la fixation des entoïlages, le raidissage des tôles, la réalisation de caissons en bois, etc... Nous les traiterons ici une fois pour toutes, d'où une certaine disproportion entre cette partie et celles qui traitent ensuite des empennages et des fuselages : mais ces dernières bénéficieront de l'étude ainsi faite.

(1) Du moins tant qu'on n'ajoute pas une masse supplémentaire au centre pour parfaire l'équilibrage statique, car alors cela revient au même.



## 4,10 HISTORIQUE.

4,101 A l'origine de l'aviation, les avions comportaient généralement des voilures bilongérons en bois entoilées.

Puis, la mise au point des alliages légers a donné l'idée de réaliser la structure intérieure en métal. On l'a faite d'abord comme on la faisait en bois, en copiant intégralement l'ancien procédé de construction. Les différences n'atteignaient pas les principes constructifs, mais seulement les points sur lesquels une transposition de détail était inévitable. C'est ainsi par exemple qu'au lieu des longerons en bois plein toupillé on a vu apparaître des longerons en tubes métalliques avec des trous d'allègement : Bréguet 14, Lioré 20, Morane 230 et 315, etc...

Progressivement on s'est autorisé de l'emploi du métal pour apporter des changements dans la forme des pièces et, sans mettre encore en cause la charpente générale de l'aile, on a remanié la structure d'éléments importants : on s'est mis à faire des voilures toujours bilongérons entoilées, mais plus spécifiquement métalliques, avec des longerons et des nervures en treillis ou à âmes pleines. Des exemples relativement récents de cette tendance, qui a survécu assez longtemps, sont donnés par l'avion de chasse français Dewoitine 371, et l'aile initiale du Heinkel 111 allemand.

4,102 Entre temps, certains avaient proposé le revêtement métallique, pour diverses raisons, dont l'une des premières en date a été l'endurance aux intempéries. A la forte pluie, les revêtements en toile se distendent, surtout en vol : on a pensé qu'en adoptant des tôles de métal on éviterait cet inconvénient, en même temps qu'on améliorerait la longévité des appareils obligés de camper en plein air. Mais, là aussi, la ligne des habitudes acquises a d'abord été conservée : les avions ont été construits à peu près identiques aux avions entoilés, la toile était seulement remplacée par un revêtement en métal, construction lourde parce que le revêtement était « en plus », et peu rustique parce qu'en raison du caractère parasite de cette tôle extérieure on cherchait le plus possible à l'amincir.

4,103 On a fini par s'apercevoir que le métal du revêtement, au lieu de n'avoir qu'un rôle adventice d'habillage, pouvait accomplir un travail beaucoup plus efficace, pourvu qu'on se donnât la peine de le disposer d'une façon convenable.

En particulier, on a constaté qu'il pouvait être un auxiliaire précieux dans la recherche de la rigidité en torsion, dont on avait appris à mieux connaître le rôle essentiel et dont l'importance s'est trouvée mise au premier plan des préoccupations par l'apparition des vitesses élevées (v. ci-dessus en 4,034.11).

De là l'accroissement progressif de l'épaisseur et du raidissage de ces revêtements. Rien d'étonnant à ce qu'une fois engagée dans cette voie, l'évolution ait cherché à s'étendre jusqu'à la limite extrême des possibilités : le revêtement qui, à l'origine, ne prenait aucun effort, a fini dans certaines conceptions (nous verrons d'ailleurs plus loin qu'elles n'ont rien d'exclusif) par les supporter tous, y compris les efforts mêmes de flexion qu'on n'aurait jamais songé au début à leur attribuer.

## 4,11 - CONSTRUCTION MÉTALLIQUE

## 4,111 ARCHITECTURE GÉNÉRALE DE L'AILE

Pour éviter d'entrer dans tous les détails à la fois, nous commencerons par un tour d'horizon général des structures possibles, en citant juste ce qu'il faut de leur exécution pour faire comprendre leur principe d'ensemble. Nous donnerons ensuite (4,112) la description plus systématique des principales pièces constitutives, telles que longerons, nervures, etc...

## 4,111.1 BILONGERON

4,111.11 Revêtement non travaillant.

La construction la plus ancienne en date est le bilongeron entoilé : on a d'abord construit une aile comme un panneau quelconque, un châssis de fenêtre par exemple, avec deux membrures principales réunies par des traverses.

La poutre horizontale complète comporte (v. fig. 4,111.111) deux longerons,

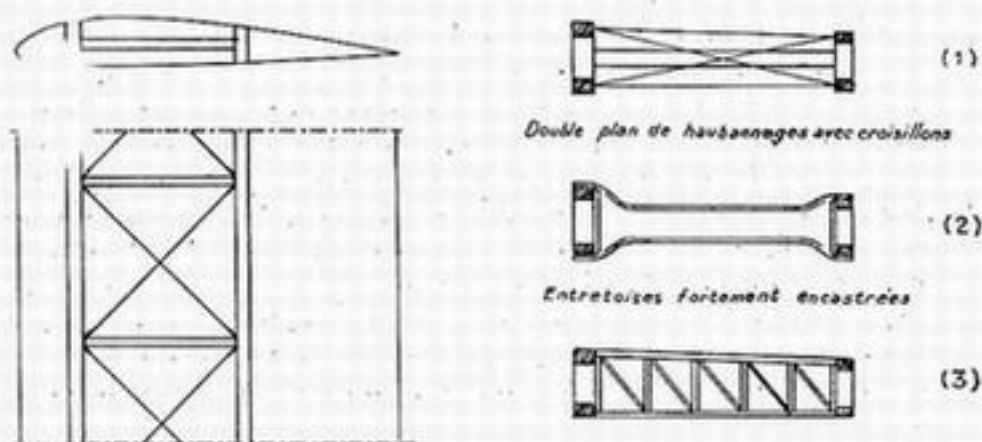


Fig. 4,111.111.

des entretoises qui en maintiennent l'écartement, et un croisillonnage intérieur dans le plan de l'aile.

Les efforts de trainée sont pris par l'ensemble, fonctionnant comme une poutre composée, et donnent lieu à des tractions et compressions dans les longerons, entretoises et haubans.

Les efforts verticaux sont encaissés par les longerons. Ceux-ci peuvent, selon leurs rigidités respectives et l'emplacement de la résultante aérodynamique, fléchir plus ou moins l'un que l'autre, donnant ainsi naissance, par leur flexion différentielle, à un déplacement de torsion qui peut être relativement très important en bout d'aile, en raison de la flexibilité d'une poutre d'aussi grande longueur et d'aussi faible hauteur qu'un longeron d'aile, quel que soit le soin apporté à sa conception au point de vue de la rigidité.

On voit que cette construction présente une grande souplesse en torsion, et par conséquent, comme nous l'avons vu en 4,03, des risques graves de vibrations critiques.

Pour cette raison, elle n'est vraiment appropriée que pour les voilures haubanées : soit les biplans, dans lesquels on récupère la rigidité au moyen de l'autre

aile (les mâts et le haubanage qui réunissent l'aile inférieure et l'aile supérieure donnant, comme nous l'avons vu en 1,101, une poutre d'ensemble de grande hauteur, qui peut avoir une rigidité correcte), soit les monoplans haubanés où les déformations sont limitées par les mâts d'attache oblique au fuselage. Dans un cas comme dans l'autre, il faut limiter l'envergure du porte-à-faux d'extrémité.

Mais cette construction serait très mauvaise pour un monoplan cantilever à moins de prendre des précautions particulières dont nous allons maintenant parler.

4,111.112

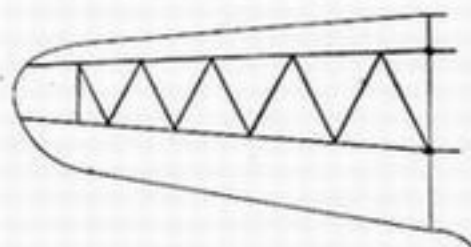
Un premier remède à la souplesse excessive en torsion du bilongeron entoilé consiste à essayer de solidariser les deux longerons, pour éviter qu'ils fléchissent trop inégalement, par une disposition plus rationnelle des éléments de structure déjà mentionnés.

D'abord on peut relier les deux longerons non par un seul plan de haubanage mais par deux plans (solution 1 de la fig. 4,111.111) complétés par des croisillons dans le plan vertical des entretoises. On voit que ceci revient à « habiller » les quatre faces de la poutre intérieure de l'aile, qui travaillera un peu comme une poutre biplane extrêmement plate. Ainsi le longeron le plus souple ou le plus sollicité entraîne avec lui partiellement l'autre longeron dans sa déformation, ce qui diminue la torsion de l'aile.

On peut aussi, pour assurer cette solidarisation entre les longerons, agir sur les entretoises. Au lieu d'une simple entretoise articulée aux extrémités, on aura soin de mettre une entretoise encastree sérieusement, c'est-à-dire intéressant complètement la hauteur des longerons (solution 2 de la fig. 4,111.111). Simultanément, on a intérêt à lui donner d'un bout à l'autre une grande hauteur de façon à en faire une poutre capable elle-même de travailler en flexion. On aboutit ainsi à la solution 3 de la figure 4,111.111, dans laquelle l'entretoise prend la forme d'une sorte de nervure. Tant vaut alors lui faire cumuler les deux rôles, et nous verrons en 4,112.24 que le rôle d'entretoise est souvent rempli, précisément, par des nervures-caissons : encore faut-il, pour qu'elles rendent bien le service que nous venons de dire, qu'on veille avec soin sur la qualité de leur encastrement sur les longerons.

4,111.113

Par continuité, on passe ainsi à des constructions dans lesquelles les efforts de trainée et de torsion sont pris, non plus par des entretoises et des haubanages



- Hawker « Hurricane »

Fig. 4,111.113.

souples, mais par une charpente oblique, rigide, dont la forme en plan rappelle une poutre de Warren, et qui solidarise les longerons et les soulage de la torsion, dont elle encaisse la quasi-totalité — nous en donnerons l'explication plus détaillée à propos du Morane 406, en 4,111.212. Par exemple, dans le Hawker « Hurricane » (v. fig. 4,111.113), et le prototype de chasse belge Renard R 36 (1), les deux longerons principaux sont réunis par une poutre de Warren, constituée par des barres dont la structure est presque aussi forte que celle des longerons. M. Renard appelait d'ailleurs à juste titre sa voilure « une aile à trois longerons, dont un en zig-zag ».

(1) Le « Hurricane » est entoilé (sauf les compartiments des armes), le R. 36 possède un revêtement métallique mince.



En définitive, les renforcements qu'on est ainsi conduit à apporter à la structure bilongeron entoilée, pour améliorer sa rigidité en torsion, lui font perdre le plus clair des avantages de légèreté qu'on pouvait lui attribuer à première vue.

Cette structure tend donc à être abandonnée sur les avions rapides. Seules, des raisons d'aménagement de l'aile peuvent encore la justifier dans certains cas. Par exemple, dans le « Hurricane », l'accès aux mitrailleuses d'ailes, et le changement des cartouches, sont remarquablement facilités par la présence de larges panneaux métalliques de revêtement qui, ne participant pas à la résistance de la voilure, peuvent n'être fixés que par quelques clips immédiatement démontables.

#### 4,111.12 Caisson interlongeron.

4,111.121 Dans une charpente entoilée à deux longerons non solidarités, la matière de ces longerons ne travaille jamais pleinement : ils doivent être surdimensionnés parce que la répartition des efforts entre eux est variable. En effet, la charge du longeron arrière passe par un minimum pour le cas de vol correspondant à la position la plus en avant du centre de poussée, tandis que celle du longeron avant est à son tour minima quand le centre de poussée se trouve à sa position la plus en arrière.

Cette cause d'alourdissement peut être éliminée si l'on trouve un artifice pour séparer la flexion et la torsion, et confier à d'autres éléments spécialisés le soin de tenir la torsion : ces nouveaux éléments se chargeront des effets de répartition dus au déplacement d'avant en arrière du centre de poussée, et la part des efforts de flexion incombant à chaque longeron restera la même, quelle que soit la position en profondeur du centre de poussée.

C'est pratiquement ce qu'on fait (au moins en partie) lorsqu'on solidarise les deux longerons, comme nous l'avons vu plus haut, par de solides entretoises ou des poutres de Warren. On y arrive mieux encore en les réunissant par un caisson prenant entièrement la torsion. On obtient ainsi un ensemble résistant dans lequel les longerons se partagent toujours les efforts de flexion d'une manière invariable, au prorata de leurs inerties respectives.

Du même coup le problème capital de la rigidité de torsion se trouve résolu d'une manière plus satisfaisante que par aucune des solutions qui précèdent, car nous avons vu en 4,034.11 qu'on obtient des flèches beaucoup moindres par des tôles travaillant au cisaillement sur tout le pourtour d'un vaste caisson, que par la flexion de longerons de faible hauteur et de grande longueur.

4,111.122 Finalement, dans la structure bilongeron avec caisson interlongeron, la flexion est supportée par les longerons; la torsion et la traînée sont prises par le revêtement du caisson. Des exemples typiques de cette construction sont fournis par les avions Bloch 210, Potez 63 (v. fig. 4,111.122 A) et aussi par les hydravions Potez-SNCAN 141 et 161.

Les semelles de longerons, qui forment les coins du caisson interlongeron, sont généralement constituées par de forts profilés : cornières sur les avions Bloch, T sur l'hydravion Potez-SNCAN 161 (v. fig. 4,112.422.2), étirés d'acier sur Bristol « Blenheim », etc.

Leur disposition peut varier beaucoup. Par exemple lorsqu'il s'agit de cornières, on se trouve quelquefois conduit à les orienter vers l'extérieur et non vers l'intérieur du caisson, pour des raisons d'aménagement de l'aile, lorsqu'il



s'agit de laisser un volume disponible à l'intérieur soit pour escamoter l'atterrisseur, soit pour mettre des bombes, etc... Ainsi le Bloch 175 est identique

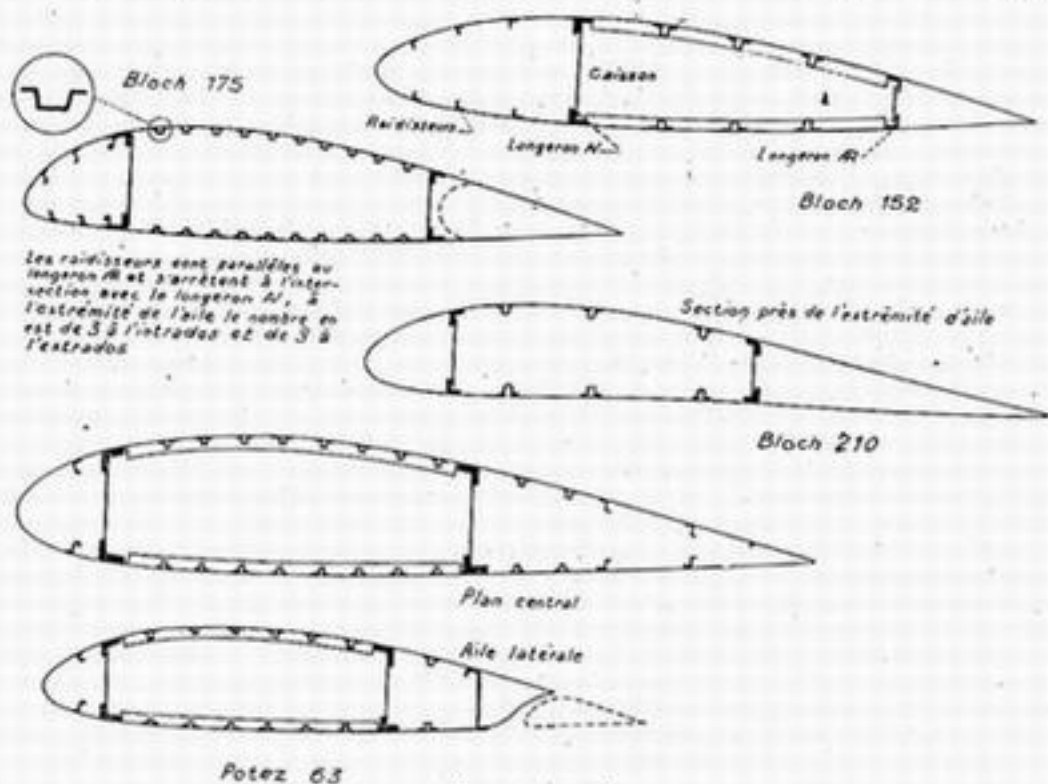


Fig. 4,111.122 A.

au 174, à cette différence près que les longerons sont retournés de manière à laisser une possibilité d'entrée aussi large que possible entre eux (v. fig. 4,111.122 B).

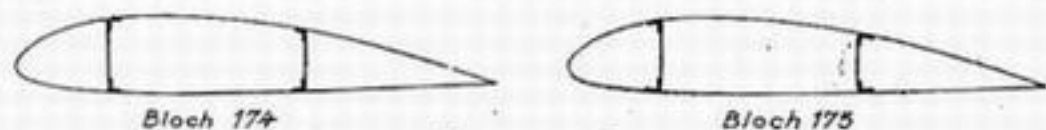


Fig. 4,111.122 B.

Cela conduit évidemment à changer les angles des cornières et par conséquent leur outillage d'étirage.

4,111.123

Sur les revêtements, on rencontre souvent (même encore sur des avions récents comme le Hawker « Typhoon ») des raidisseurs parallèles à l'envergure, mais cette disposition, qui représente le moindre effort industriel et donc le moindre prix, n'est pas rationnelle. En effet, l'écartement entre intrados et extrados pour des raidisseurs parallèles aux longerons est alors plus grand que celui des semelles elles-mêmes : ils travaillent donc à un taux plus élevé — conséquence tout à fait illogique puisque leur constitution et leur moindre résistance au flambage local ne les autorisent à encaisser normalement que des fatigues bien inférieures à celles des semelles. La rupture d'une telle voilure se produit donc toujours par flambage et rupture des raidisseurs à moins que par des expédients on ait prévu pour eux des possibilités de déformations élastiques (v. ci-après l'exemple du Potez 63, en 4,112.423.1).

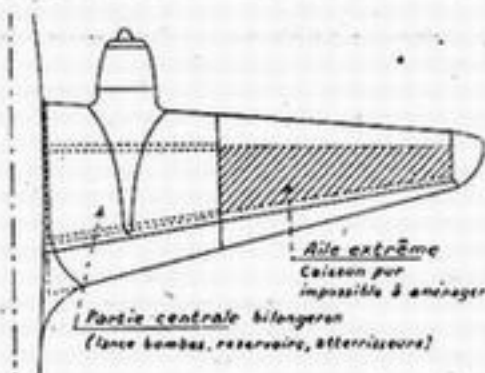
Il est beaucoup plus rationnel de ne raidir le revêtement, dans ce type de construction, que par des raidisseurs transversaux, c'est-à-dire perpendiculaires

à l'envergure (exemples : Bristol « Blenheim », Junkers 88, Dornier 217, SO 30 R (voir pl. II), Potez - SNCAN 161 — voir fig. 4,112.422.2). Malheureusement ceci oblige à les courber à la forme du profil, comme des nervures, et le désir d'éviter cette opération coûteuse par l'outillage et le temps qu'elle nécessite est la seule justification qu'on puisse donner de l'emploi de raidisseurs parallèles à l'envergure, qui ne se défendent pas du point de vue technique pur.

#### 4,111.13 Revêtement travaillant non caisson.

4,111.131 Il arrive souvent sur les multimoteurs qu'on soit obligé, dans l'aile centrale, de pratiquer de larges ouvertures permanentes (1) dans les revêtements inférieurs pour loger dans la voilure l'atterrisseur, parfois des bombes sur les avions militaires, etc... Quelle que soit la structure de l'aile extrême, il faut bien alors revenir, pour l'aile centrale, à une formule bilongeron qui ne peut même plus comporter de caisson fermé interlongeron. Cette servitude n'est qu'une nouvelle manifestation de la primauté de l'utilisation, sur laquelle nous avons insisté au Chapitre II.

On peut citer comme exemples : la troisième version du Heinkel 111, dans laquelle l'aile extrême est traitée en caisson interlongeron — et le Lioré 45, plus typique encore puisque l'aile centrale est bilongeron (v. fig. 4,111.131), alors que l'aile extrême n'a plus de longeron du tout (caisson pur).



Lioré 451

Fig. 4,111.131.

4,111.132 La solidarisation des deux longerons entre eux est difficile puisque, pour laisser le plus possible de place libre à l'intérieur de la voilure (but principal de cette structure), on s'abstient évidemment de l'encombrer par des membrures intérieures telles que haubanages croisés ou poutre de Warren.

On s'efforce simplement de disposer de place en place, à chaque séparation entre compartiments, des nervures-caisson très renforcées qui remplissent le rôle d'entretoises fortement encastées; parfois même les nervures courantes sont traitées comme des sortes d'arcs ou de ponts enjambant les obstacles inférieurs et capables de travailler en flexion pour solidariser les deux longerons.

De toute façon le revêtement supérieur est toujours réalisé très solide pour transmettre les efforts de traînée : il s'agit alors soit d'une tôle lisse sérieusement raidie, soit souvent de tôle ondulée (Lioré 45 par exemple), bien entendu avec les plis perpendiculaires à l'envergure.

Heureusement, comme ceci se passe près de l'emplanture, on dispose d'une assez grande hauteur qui permet de donner aux longerons eux-mêmes une rigidité propre suffisante pour que les flèches de flexion différentielle soient réduites.

(1) Nous excluons par cet adjectif les ouvertures dont on ne se sert qu'occasionnellement au sol, pour le démontage de réservoirs par exemple, car elles peuvent alors être fermées par des panneaux travaillant vissés qui n'interrompent pas le caisson interlongeron.

## 4,111.2 MONOLONGERON

4,111.20 La structure du bilongeron n'atteint pas le rendement maximum, parce que les deux longerons ne pouvant être à la fois au point d'épaisseur maxima de la voilure, leur inertie n'est pas la plus grande possible.

D'autre part, dès lors qu'ils sont convenablement solidarités, ils travaillent, ainsi que nous l'avons vu, comme un ensemble d'un seul bloc. Ils sont dès lors équivalents à un longeron unique. Pourquoi ne pas réaliser effectivement ce longeron unique?

4,111.201 C'est ce que fait la construction monolongeron, et les quelques considérations qui précèdent laissent prévoir que ce type de structure peut être considéré comme dérivé du bilongeron. Nous allons en effet retrouver cette correspondance dans tous les exemples que nous allons maintenant étudier.

Le longeron unique est bien entendu placé à la position la plus favorable, c'est-à-dire au voisinage de l'épaisseur maxima du profil. Cet emplacement coïncide justement, en général, avec une position moyenne de la résultante aérodynamique, de telle sorte qu'il n'en résulte pas une torsion excessive.

4,111.202 L'ingénieur qui s'est fait au début le promoteur du monolongeron, M. Stieger, de la Société Monospar, insistait aussi sur le fait que c'est une construction beaucoup plus accommodante que les autres parce qu'elle n'oblige à loger dans le profil qu'un seul longeron et permet des formes de profils plus variées. Il signalait en particulier qu'on pouvait ainsi employer des profils à bord de fuite en point de rebroussement, qui à cette époque jouissaient d'une certaine faveur : la zone arrière de ces profils n'avait pas une épaisseur suffisante pour contenir un deuxième longeron. De telles considérations peuvent reprendre de l'intérêt si l'évolution de l'aérodynamique conduit à des profils dans lesquels, pour quelque raison que ce soit, l'espace possible pour loger un longeron se trouve à nouveau restreint. Elles valent aussi pour des considérations d'aménagement intérieur de la voilure.

4,111.203 Dans les monolongerons le longeron supporte constamment la totalité de la flexion. On peut chercher à lui faire tenir aussi la torsion et la traînée, c'est-à-dire la totalité des efforts généraux de l'aile, dont tout le reste de la structure n'est qu'un simple habillage chargé de collecter sur le longeron unique les efforts répartis pendant les efforts aérodynamiques. Mais, pour obtenir une bonne tenue en torsion, on est amené à donner à ce monolongeron un contour aussi développé que possible, ce qui conduit, soit à une section sensiblement carrée (nous en verrons un exemple en 4,121.3 à propos de l'avion en bois Caudron 690), soit à une section circulaire, effectivement utilisée sous le nom de « longeron tubulaire » par le constructeur allemand Blohm und Voss dans la plupart de ses constructions, notamment avion dissymétrique BV 141, Hydravions Ha 139 et BV 222 « Viking », etc.

On préfère cependant en général dissocier les fonctions, et confier à d'autres organes que le longeron le soin de tenir les efforts de torsion et de traînée. On rencontre à cet égard une grande variété de solutions, que nous allons maintenant passer en revue.

4,111.21 Revêtement non travaillant.

4,111.211 *Ossature souple.*

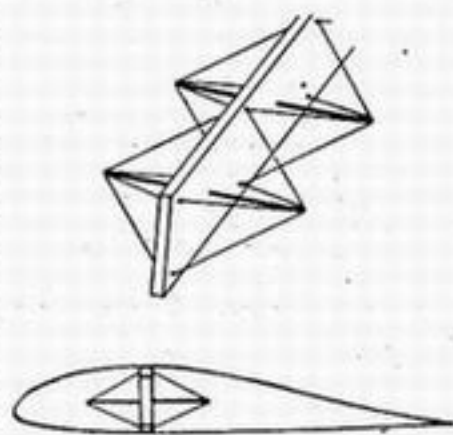
Comme les revêtements travaillants n'étaient pas encore entrés dans la pratique courante, il a bien fallu que M. Stieger trouvât un moyen de résoudre la difficulté autrement.

Il s'en est tiré, avec beaucoup d'ingéniosité, en transmettant la torsion de proche en proche. Sur chaque face du longeron s'implantaient perpendiculairement des sortes de pylônes espacés régulièrement, et chacun des sommets ainsi obtenus étaient réunis aux semelles supérieure et inférieure du longeron au moyen d'une pyramide de fils tendus (v. fig. 4,111.211).

Si on suppose un effort de torsion dans une section donnée, par exemple celle où se trouve un pylône, le sommet de la pyramide avant correspondante tend à se déplacer, par exemple, vers le haut. Il en est empêché par le fil inférieur qui reporte l'effort de torsion sous forme d'une traction au point commun d'implantation sur le longeron des fils inférieurs venant de la pyramide arrière voisine. Cette traction à son tour tend à déplacer vers le bas le sommet de l'autre pyramide, et ainsi de proche en proche, en passant tour à tour de l'avant à l'arrière et du haut en bas du longeron, celui-ci d'ailleurs n'intervenant pas autrement que comme lieu des points d'attache des fils, et ne subissant aucun effort du fait de la torsion.

Les efforts de trainée sont tenus par des haubans non représentés sur la figure pour ne pas nuire à sa clarté, et qui relient entre eux les sommets des pyramides avant d'une part, et les sommets des pyramides arrière, d'autre part.

On peut considérer cette structure comme homologue du bilongeron avec haubanage intérieur. Chacun des pylônes représente si l'on veut une demi-entretoise, et chacune des pyramides de fils la moitié d'un ensemble croisillonné conçu comme la solution (1) de la figure 4,111.111 et reliant le monolongeron à un deuxième longeron, actuellement disparu et réduit aux deux fils de trainée.

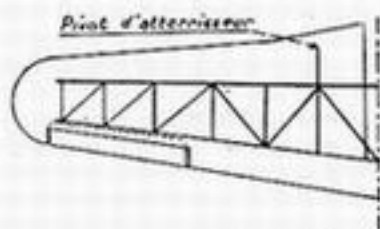


Monospar

Fig. 4,111.211.

4,111.212 *Ossature rigide.*

Ce système de construction peut se réaliser comme nous l'avons vu avec des éléments souples (fils), mais il peut aussi se réaliser avec des éléments rigides. On obtient alors par exemple, la construction du Morane 406 (v. fig. 4,111.212).



Morane 406

Fig. 4,111.212.

Derrière le longeron se trouve une triangulation en poutre de Warren. Les queues de nervure sont reliées par un longeronnet très faible qui tient la trainée, comme les haubans reliant les sommets des pyramides dans l'exemple ci-dessus.

Comment se transmet la torsion dans un ensemble de ce genre ? Si l'on applique un couple de torsion à l'extrémité de l'aile il est transporté, par flexion de la nervure oblique intéressée (1), à la section d'implantation commune de deux nervures sur le longeron. Il en résulterait dans celui-ci un effort de torsion considérable, auquel il serait bien incapable de résister, si cet effort n'était pas repris par la nervure suivante qui par flexion le reporte au bord de fuite, où il est repris par la nervure d'après, qui le transporte à nouveau vers le longeron, et ainsi de suite jusqu'au fuselage où la dernière nervure oblique s'implante par une forte ferrure.

(1) Les nervures sont par hypothèse très rigides.



En définitive un effort de torsion appliqué en bout d'aile se transmet de proche en proche par le réseau de nervures et aboutit à l'emplanture sans avoir jamais été encaissé par le longeron.

On reconnaît dans ce type de construction la limite vers laquelle tend la structure bilongeron avec poutre de Warren solidarissant les 2 longerons (exemple : Hawker « Hurricane », Renard R. 36 - Réf. 4,111.113) lorsque le longeron arrière tend vers zéro : dans le Morane 406, le longeron arrière est réduit au simple longeronnet qui solidarise les queues de nervures pour tenir la flexion horizontale de trainée.

Le défaut d'une telle construction est d'être trop souple en torsion, pour la raison que nous avons indiquée en 4,034.11 : la torsion est tenue ici, non pas exactement par la flexion différentielle de deux longerons, mais tout de même par la flexion d'un longeron (pourrait-on dire) en forme de zig-zag, constitué par la succession des queues de nervures. La longueur développée de ce pseudo-longeron serait considérable, et sa hauteur est très médiocre puisqu'il se tient principalement dans l'arrière du profil. Les flèches prises par ses divers éléments s'ajoutent de proche en proche.

#### 4,111.213 *Transition avec le revêtement travaillant.*

Là encore, si l'on veut améliorer, on se trouve donc conduit tout naturellement à la transmission de la torsion par un cisaillement, c'est-à-dire au revêtement travaillant. La sanction des faits a d'ailleurs confirmé ce point de vue, puisque le Nieuport 140<sup>(1)</sup> s'est rompu en vol par excès de souplesse en torsion, cependant que le Morane 406 au contraire a dû sa remarquable robustesse en service au fait qu'il possédait en outre un revêtement travaillant très rigide en « Plymax » (contre-plaqué mixte bois-aluminium) qui prenait en réalité presque toute la torsion, comme l'ont démontré des essais statiques comparés de l'aile avec et sans revêtement. A telles enseignes qu'on a pu s'en autoriser pour opérer des simplifications considérables dans la structure.

On n'a conservé les nervures initiales qu'entre l'emplanture et le train, car celui-ci communique à la voilure des efforts de torsion très élevés à l'atterrissage (Cf. 4,022.3). Au delà, on a constaté par des essais statiques que la voilure pouvait tenir sans nervures intérieures et que le revêtement suffisait à encaisser la torsion. On n'a donc laissé substituer que des nervures très légères, perpendiculaires à l'envergure et sans liaison entre elles, destinées seulement à donner le profil.

Notons en passant que de telles simplifications demandent beaucoup de prudence et ne doivent être faites qu'après des essais statiques d'une part et des essais de vibrations d'autre part, pour constater leurs répercussions sur la rigidité. Il faut en effet se méfier des éléments surabondants ou qui se doublent l'un l'autre : il est difficile de savoir sans essais dans quelle proportion chacun de ces éléments travaille.

La chose est encore plus vraie pour des renforcements, où l'illusion risque de jouer davantage. On pourrait croire à première vue qu'en mettant dans une aile deux systèmes capables de tenir chacun les 9/10 des efforts, on soit largement couvert, alors que c'est quelquefois faux. Il peut théoriquement se faire que le premier système casse d'abord aux 9/10, et le second ensuite sous les mêmes efforts : la charge totale n'est jamais tenue. Comme chaque fois qu'il s'agit de constructions hyperstatiques, c'est un problème de déformations : deux systèmes

(1) La construction du Nieuport 140 diffère légèrement de celle dont il est question puisque cet appareil est un bilongeron de schéma analogue à celui du « Hurricane ». Mais son longeron arrière est relativement très faible, et nous venons de voir qu'il n'y a pas de discontinuité entre les deux modes de construction.

présentant de trop grandes différences de rigidité ne s'apportent mutuellement presque aucun renfort, et l'on sait qu'il peut même arriver qu'un prétendu renforcement hyperstatique affaiblisse la résistance d'ensemble d'un système qui n'a pas été conçu pour lui.

#### 3,111.22 Revêtement travaillant.

4,111.220 Dans le monolongeron ainsi que dans le bilongeron (et d'ailleurs même plus anciennement) on s'est donc trouvé conduit à faire prendre la torsion par le revêtement, c'est-à-dire par un caisson. Cette façon de faire est a priori plus rationnelle puisque la matière, reportée à la périphérie, travaille mieux pour un poids moindre.

Ce domaine est celui où l'on rencontre la transition la plus progressive, jalonnée par une gamme quasi continue de constructions intermédiaires, entre le bilongeron avec caisson interlongeron et le monolongeron pur. Souvent, en effet, dans le premier type de construction les deux longerons sont inégaux. Le longeron avant peut devenir très prédominant, le longeron arrière ne prenant des efforts de flexion qu'une part de plus en plus faible, qu'il n'est pas rare de voir tomber au-dessous de 10 %. Il en est ainsi par exemple des Bloch 152 et 175 (v. fig. 4,111.122) et aussi des Bloch 131 et 161.

4,111.221 Dans le monolongeron pur on rencontre plusieurs dispositions du caisson. L'une des plus anciennes est le caisson de bord d'attaque, qui est d'ailleurs très rationnel car cette région de l'aile est d'une forme heureuse pour la torsion puisqu'elle n'est pas trop aplatie (inertie polaire suffisante) et ne présente pas d'angles aussi vifs que le bord de fuite dont les formes pointues ou anguleuses transmettent mal la torsion.

Le revêtement du bord de fuite, c'est-à-dire la partie principale de la surface de l'aile, peut alors être réduit à un simple habillage très léger, ce qui permet de l'entailler largement, pour des commodités d'aménagement de la voilure par exemple (réservoirs, accessibilité à des armes d'ailerons, etc.) et même de l'entoiler.

Cette disposition se rencontre sur presque tous les avions Dewoitine, et nous verrons en 12,123.0 qu'elle est tout à fait courante dans les planeurs de vol à voile.

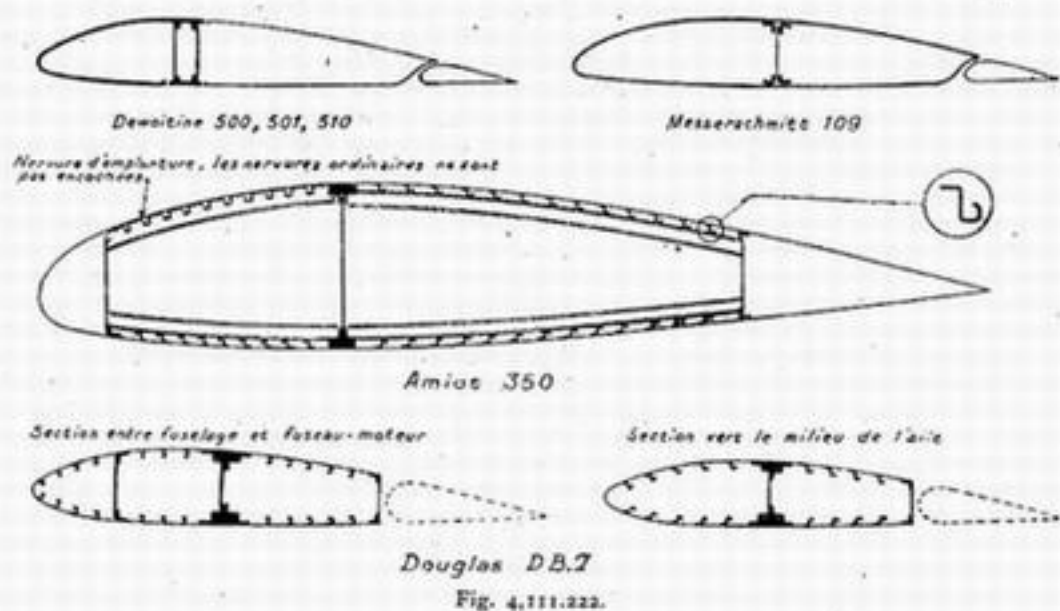
4,111.222 Cependant sur un monoplace de chasse, il est bien commode de pouvoir escamoter l'atterrisseur dans le bord d'attaque : il faut alors trouser celui-ci pour créer le passage nécessaire, et c'est une grosse difficulté quand c'est lui justement qui sert d'agent principal à la transmission de la torsion. Ainsi dans le Dewoitine 520 on est obligé de renforcer fortement le bord d'attaque pour compenser l'affaiblissement causé par le logement de la roue et de sa jambe de support.

De plus, lorsque c'est le bord d'attaque qui tient seul la torsion, on perd l'appoint de résistance (et surtout de rigidité) en torsion que pourrait procurer la partie arrière de la voilure : comme celle-ci existe de toute façon, certains estiment qu'il vaut mieux, quitte à l'alourdir légèrement, l'agencer de telle façon qu'elle puisse effectivement travailler en torsion — le bord d'attaque pouvant être un peu allégé en conséquence. La torsion est alors prise par tout le caisson de l'aile, c'est-à-dire l'avant et l'arrière.

C'était le cas du monoplace de chasse prototype Nieuport 161. Sa roue s'escamotait aussi dans le bord d'attaque mais la difficulté était moindre que dans le Dewoitine 520 puisque dans les sections affectées par le logement de la roue il restait encore tout le caisson arrière, aisé à renforcer à cet endroit.

C'est surtout le cas du Messerschmitt 109 et de presque tous les avions de cette même firme. Celle-ci revendique, en faveur de ce mode de construction, le fait qu'aucun cisaillement dû à la torsion ne passe plus dans l'âme du longeron, si celle-ci est voisine de l'axe de torsion de la voilure, puisqu'elle n'est plus comme dans le cas précédent une paroi extrême du caisson de torsion.

Rappelons d'ailleurs que dans le Messerschmitt 109 le fait que l'atterrisseur s'attache directement au fuselage (cf. 1,511.11) et non pas à la voilure, soulage celle-ci des efforts à l'atterrissage, et notamment de la torsion correspondante, qui est prépondérante en raison de la position avancée des roues due à l'angle de garde de l'atterrisseur (cf. 4,022.3). Ceci permet de mettre le monolongeron très en arrière (45 % de la profondeur d'aile), ce qui recule l'axe de torsion et favorise la bonne tenue de l'aile aux vibrations critiques (cf. 4,032). Par surcroît, l'escamotage de la roue vers l'extérieur évite les larges échancrures dans le revêtement travaillant au voisinage de l'emplanture. Toutes ces circonstances contribuent à faire de cette solution un ensemble très séduisant et rationnel au point



de vue constructif, sinon au point de vue de l'atterrisseur lui-même (faible voie, manque de place pour l'escamotage des roues) et de la perfection des formes aérodynamiques (difficultés de carénage des roues. Cf. 1,511.3).

Citons aussi comme monolongerons le Heinkel 177, le Farman 223, l'Amiot 350, le Douglas DB 7. La figure 4,111.222 donne le schéma de quelques-unes de ces structures.

#### 4,111.3 TREILLIS GÉNÉRAL INTÉRIEUR. MULTILONGERON

4,111.31 Comme nous le verrons en 4,112.3, l'âme d'une nervure peut être réalisée en treillis, par exemple en poutre de Warren. Il en est de même de l'âme d'un longeron. Si l'on rapproche l'une de l'autre ces deux constatations, on peut être tenté d'incliner les longerons l'un vers l'autre de manière que leur section par un plan perpendiculaire à l'envergure soit disposée selon les barres du treillis qu'il faut pour la nervure, les semelles passant aux nœuds de celle-ci.

Ainsi les montants du treillis du longeron pourront en même temps servir de barres obliques pour la nervure, qu'on n'aura plus alors à construire, et on

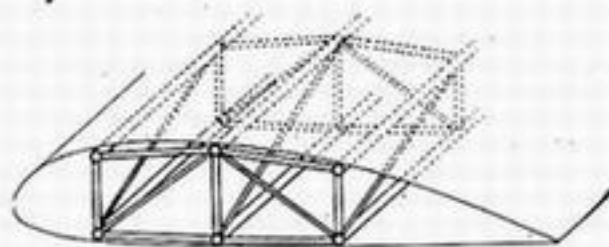


peut se proposer de rechercher un gain de poids de ce fait. Finalement, le revêtement, au lieu d'être soutenu par des éléments transversaux (nervures) est soutenu uniquement par des éléments longitudinaux, parallèles à l'envergure, qui peuvent être plus ou moins multipliés selon le maillage désiré, et qui lorsqu'ils sont très nombreux jouent un rôle intermédiaire entre celui de semelles de longerons et celui de raidisseurs longitudinaux du revêtement.

4,111.32

Des constructions anciennes ont été effectivement réalisées de la sorte : ainsi l'aile du Junkers F. 13 (v. fig. 4,111.32 A) qui comportait 9 tubes-semelles parallèles à l'envergure.

Il va sans dire que la disposition en quinconce, à la façon d'une poutre de Warren, n'est nullement une nécessité. Tout dépend du schéma qu'on désire donner à la nervure. Dans la structure de l'Amiot 143 qui dérive de principes analogues (v. fig. 4,111.32 B) on trouve six tubes longitudinaux (parallèles à l'envergure) maintenus à l'écartement désirable par des tubes verticaux ou parallèles à la corde d'aile, et croisillonnés par des tubes obliques complétant la rigidité de l'ensemble.



Amiot 143

Fig. 4,111.32 B.

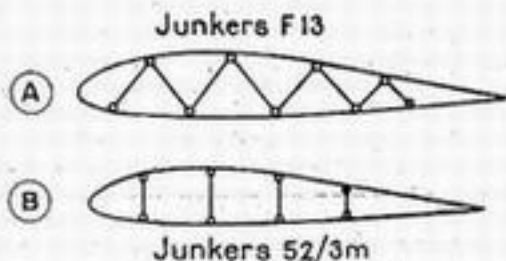


Fig. 4,111.32 A.

Les tubes principaux, ou semelles des pseudo-longerons, sont continus tant que les efforts restent du même ordre. Leur assemblage avec tous les tubes transversaux est fait par des coquilles de duralumin embouties<sup>(1)</sup> et des rivets tubulaires. Lorsque les efforts croissent fortement (travée centrale) et qu'il faut faire varier les tubes-semelles, ils sont interrompus et assemblés par

des sortes de tulipes avec collerettes d'assemblage et boulons pour réunir les deux parties bout à bout.

Ce genre de construction est de moins en moins répandu, parce que :

- il suppose une forte épaisseur d'aile, alors que l'on tend maintenant, pour des raisons aérodynamiques, à réduire le plus possible cette épaisseur,
- il se prête mal à une évolution continue de la section des semelles — à moins d'utiliser des tubes à épaisseur décroissante, difficiles à fabriquer,
- la solidarisation de tels tubes avec un revêtement travaillant laisse à désirer.
- l'intérieur de la voilure se trouve très encombré, et son aménagement difficile (logement de réservoirs ou de soutes dans l'aile).

4,111.33

Certains auteurs appellent ces ailes *multilongérons* en décomposant par la pensée ce réseau de tubes en plusieurs tranches, qu'ils considèrent chacune comme un longeron. C'est d'ailleurs bien ainsi qu'on les calcule en général. La répartition de la charge de flexion se fait alors proportionnellement aux inerties respectives de ces pseudo-longérons, le couple de torsion étant encaissé par le

(1) La Société Amiot, comme l'indique sa raison sociale « Société d'Emboutissage et de Constructions Mécaniques » faisait dans sa technique de construction un large usage de pièces embouties.



cadre qui forme le pourtour. Un tracé de Crémone dans les plans de ces longerons fictifs donne la répartition des efforts dans les barres.

Toutefois, il nous a semblé préférable d'adopter la dénomination de *treillis général intérieur* qui nous a paru faire mieux ressortir le caractère global de cet ensemble solidaire.

Il s'agit plutôt d'un ensemble résistant qui encaisse à la fois la flexion et la torsion et qui supporte le revêtement. Ce dernier n'est souvent pas compté comme travaillant (Amiot 143). Pratiquement, du fait même qu'il est relié à cette structure, il apporte une certaine contribution à la rigidité en torsion.

4,111.34

Cependant, du type de construction qui précède ont été dérivés de véritables *multilongérons*. Il semble que dans de nombreux cas cette formule ait été adoptée surtout pour des raisons de tradition, c'est-à-dire pour ne pas changer trop radicalement les principes constructifs habituellement pratiqués par un même bureau d'études, et dont il a une expérience bien assise.

Ainsi dans le Junkers 52 (v. fig. 4,111.32 A) le nombre de tubes longitudinaux répartis sur la périphérie du profil a été ramené à 8, qui ont été 2 par 2 superposés dans un même plan vertical et réunis par des âmes (en tôle ondulée près de l'emplanture, en treillis dans l'aile extrême), cependant que disparaissaient à peu près complètement les éléments obliques de liaison : on arrive donc à une véritable structure à 4 longerons.

On rencontre aussi des trilongerons (exemple : Bréguet 500), mais il serait plus juste de les appeler des monolongerons avec longeronnets auxiliaires, car le longeron central, nettement prédominant, encaisse la majeure partie de la flexion, et les deux longerons auxiliaires interviennent surtout dans la torsion. En effet, ce sont souvent plutôt des cloisons de fermeture d'un caisson général de torsion, renforcées parfois pour des efforts locaux à tenir : groupes motopropulseurs pour le longeronnet avant, ailerons et hypersustentateurs pour le longeronnet arrière. Lorsqu'il n'y a pas de caisson de torsion, ces deux longerons auxiliaires encaissent la torsion par flexion différentielle.

Nous verrons deux exemples de structures de ce genre à propos de la construction mixte, en 4,133.

4,111.4

## CAISSON PUR

4,111.41

### Principe de construction.

Si, dans la construction bilongeron avec caisson interlongeron, on augmente beaucoup le raidissage du revêtement en diminuant corrélativement l'importance des semelles des longerons jusqu'à en faire des simples cornières d'assemblage par exemple, tous les efforts intégralement sont pris par le revêtement, et l'on obtient une construction en caisson pur.

On trouve dès 1930 un stade avancé de cette orientation technique dans l'aile extrême des avions coloniaux SPCA 80 et 90 (v. fig. 4,111.41) dont les pseudo-semelles en cornières ne tiennent manifestement pas la flexion de l'aile et prouvent l'évolution vers le caisson pur. Finalement, ce qui caractérise le plus nettement la construction en caisson pur, c'est la disparition des semelles de longeron.

Cette construction, qui s'est imposée presque universellement maintenant pour les fuselages (c'est ce qu'on appelle couramment la construction « coque »), est plus discutable pour les voilures, le problème étant plus difficile

à résoudre parce que la forme de la section s'y prête beaucoup moins bien. En effet, les fuselages sont en général de section ovoïde, et soumis à des efforts dont les ordres de grandeur ne sont pas très différents dans deux directions perpendiculaires, tandis que la section d'aile a justement une hauteur très diminuée dans le sens des efforts principaux.

Dans le caisson pur les éléments qui tiennent la flexion et ceux qui tiennent



### Voilure SPCA

Fig. 4.111.41.

la torsion ne sont plus séparés. Le moment fléchissant de flexion est pris entièrement par le revêtement qui, en vol normal, travaille en traction sur l'intrados, en compression sur l'extrados, et encaisse par surcroît les cisaillements dus à la torsion et à la trainée. Seul, le cisaillement dû à l'effort tranchant vertical reste à prendre par d'autres éléments que le revêtement : on en charge en général des âmes verticales parallèles à l'envergure.

#### 111.42 Disposition des âmes.

Le nombre des âmes peut être très variable.

##### 111.421 *Deux âmes.*

La disposition la plus classique comporte deux âmes, occupant à peu près les emplacements habituels des deux longerons dans la construction bilongeron.

111.421.1 C'est le cas notamment pour les solutions qui ne sont pas encore franchement du caisson pur, mais constituent, comme nous l'avons vu pour les avions S. P. C. A. coloniaux, des étapes intermédiaires entre le bilongeron et le caisson pur.

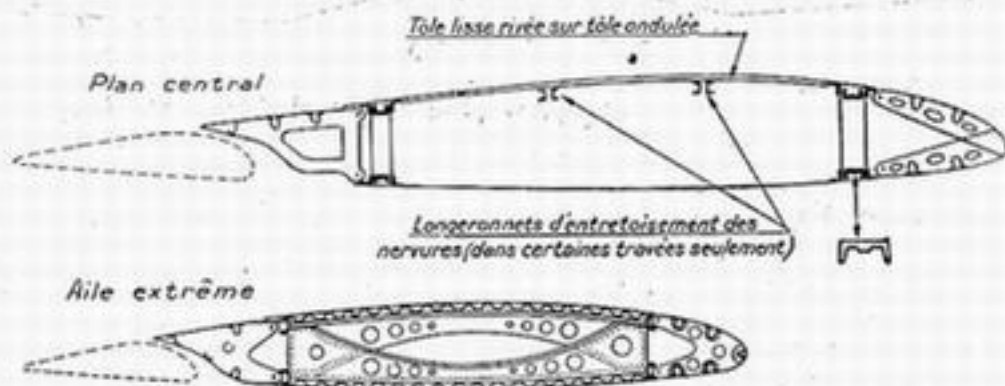


Fig. 4.111.421.2 A.

111.421.2 Il en est ainsi également, d'une manière générale, pour toutes les voilures qui doivent aboutir à deux points d'attache localisés, soit qu'il s'agisse d'ailes extrêmes en caisson pur s'attachant sur un plan central bilongeron (cas du Lioré 45

par exemple — v. fig. 4,111.421.2 A), soit qu'il s'agisse de demi-ailes complètes se rattachant directement au fuselage sur deux couples principaux. Cette dernière disposition, qui est celle du Bréguet 691 par exemple (v. fig. 4,111.421.2 B), n'est pas la plus rationnelle pour une aile en caisson pur, car nous verrons en 4,712 qu'il est difficile et onéreux de concentrer correctement en deux points déterminés les

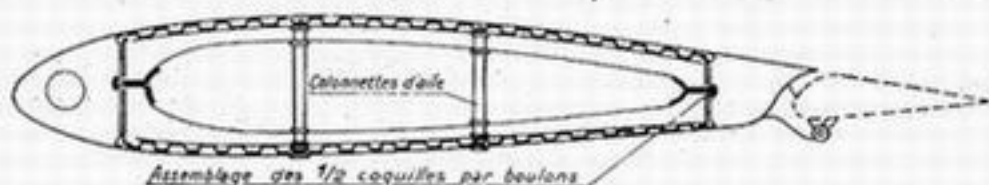


Fig. 4,111.421.2 B.

efforts répartis dans de vastes surfaces de revêtement. Il est plus normal, chaque fois qu'on le peut, de faire traverser le fuselage par la voilure sans interruption; mais on s'en trouve parfois empêché par des circonstances diverses. Dans l'exemple cité, l'aile étant médiane ne pouvait traverser de part en part le fuselage exigü de l'appareil sans l'encombrer complètement (1).

Rien n'empêche que l'âme avant recule en devenant fortement prépondérante, d'une manière analogue à ce qui se passe dans le bilongeron avec caisson, lorsque le longeron arrière diminue beaucoup, la structure tendant vers le monolongeron (cas du Bloch 152 et 175, Cf. 4,111.132). C'est le cas par exemple du monoplace de chasse North American P. 51 « Mustang ».

Pour mieux montrer comment la structure en caisson pur peut s'apparenter à la structure monolongeron, nous ne pouvons mieux faire que de décrire la construction de l'aile de l'avion de chasse allemand Focke-Wulf 190.

4,111.421.3

Dans cet appareil à voilure traversante (v. fig. 4,111.421.3) l'âme avant s'infléchit vers l'arrière dans la partie centrale pour laisser le maximum de place disponible pour l'escamotage des roues dans le bord d'attaque : ce faisant, elle

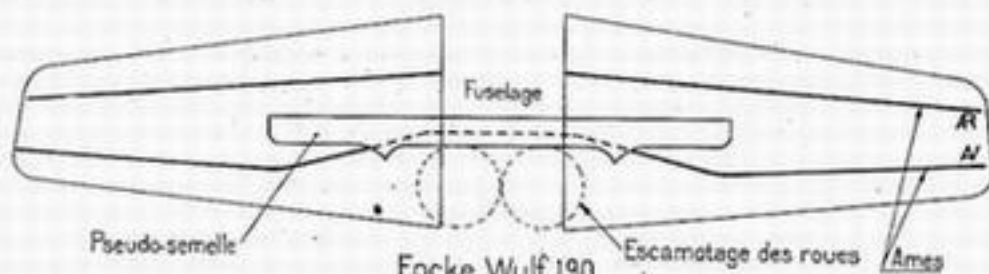


Fig. 4,111.421.3.

vient occuper à très peu près l'emplacement qu'aurait un monolongeron, et l'extrados comme l'intrados sont précisément renforcés à cet endroit par un fort « plat » en duralumin. Le « pseudo-longeron » ainsi réalisé résout d'une manière toute différente de celle employée sur Bréguet 691 le problème de l'encombrement à la traversée du fuselage.

Cette semelle centrale vient mourir en s'amincissant vers la demi-envergure si bien qu'en examinant une section d'aile pratiquée au ras du fuselage, on pourrait

(1) Pour cette raison, la construction en caisson pur est très difficilement compatible avec l'aile médiane : comme on sait l'intérêt aérodynamique de cette formule (v. 3,122.1) notamment pour les avions stratosphériques à cabine sous pression, dont le fuselage est généralement de section circulaire (cf. 11,212.1), on touche du doigt l'une des difficultés d'emploi de ce mode de construction.

à juste titre estimer qu'on a affaire à un monolongeron tandis qu'une section au delà de la demi-envergure indiquerait un caisson pur.

4,111.421.4

Notons aussi, au bénéfice de la solution à deux âmes, la possibilité de concevoir la structure de l'aile en deux « demi-coquilles », l'une supérieure, l'autre inférieure, qu'on peut construire et achever beaucoup plus commodément séparées l'une de l'autre, et qu'on n'a plus qu'à assembler une fois terminées (nous y reviendrons en 5,433). Les deux exemples qui viennent d'être cités sont précisément conçus de la sorte, comme le montrent les figures 4,111.421.2 et 4,111.421.4.

Cette conception en demi-coquilles entraîne comme conséquence la réalisation des nervures en deux parties. Elles peuvent être traitées comme des sortes de ponts jetés d'une âme à l'autre et qui s'entrecroisent (Lioré 45) ou s'affleurent (Bréguet 691). Elles peuvent aussi être réalisées en consoles, dont chacune n'est encastrée que sur une seule âme : la ligne de partage est alors plus ou moins oblique ou sinueuse, comme sur Focke-Wulf 190 (v. fig. 4,111.421.4). Nous reviendrons en 4,112.323 sur ces nervures spéciales.



Fig. 4,111.421.4.

Focke-Wulf 190 (partie extrême de l'aile).

4,111.422

*Ames multiples.*

Cependant, il va de soi que le nombre des âmes n'est pas nécessairement limité à deux.

4,111.422.1

Lorsqu'on augmente leur nombre on diminue la fatigue de cisaillement dans le revêtement. En effet celui-ci, agissant comme des semelles de longeron, transmet les efforts tranchants jusqu'aux âmes par un cisaillement parallèle à l'envergure, qui est d'autant plus élevé que les efforts viennent de plus loin jusqu'à l'âme. De plus, les déformations dues à ce cisaillement nuisent à la répartition optimale des tractions et compressions dans le revêtement raidi, qui ne travaille pas au même taux partout.

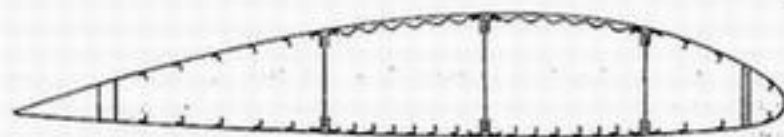
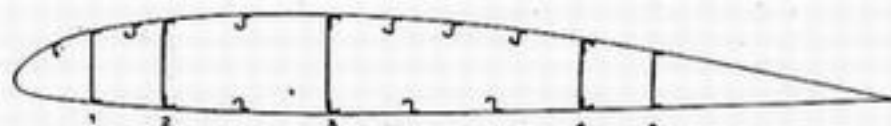


Fig. 4,111.422.1 A.

ou à âmes multiples. L'un des premiers exemples de ce mode de construction fut le Douglas DC 2, qui comportait cinq âmes (v. fig. 4,111.422.1 A). Un autre

La multiplication des âmes conduit à la construction qu'on appelle quelquefois « cellulaire »,



Le longeron 4 n'existe que dans la partie munie de volets d'intrados

Fig. 4,111.422.1 B. Curtiss H. 75 A.

exemple plus récent est fourni par le Curtiss 75 qui comporte aussi cinq âmes dans la partie centrale de voilure jusqu'aux ailerons, et ensuite quatre seulement jusqu'à l'extrémité (voir fig. 4,111.422.1 B). Dans ce dernier appareil, on trouve



trois âmes principales reliées au revêtement par des cornières de réunion (que la faiblesse de leur section interdit de considérer comme des semelles de longeron) et deux petites âmes avant et arrière liées au revêtement seulement par leur bord tombé.

Ce genre de caisson pur se rattache aux multilongérons dont nous avons parlé en 4,111.34, par une filiation analogue à celle qui rattache les caissons purs à deux âmes verticales aux structures bilongérons classiques, c'est-à-dire affaiblissement progressif des semelles de longerons au profit du revêtement raidi.

4,111.422.2

Le même processus peut d'ailleurs s'appliquer aussi aux structures en « treillis général intérieur », voisines des multilongérons, et dont le fractionnement relativement poussé des semelles le long du profil amorce une tendance très nette vers l'incorporation au revêtement des éléments qui tiennent la flexion.

On peut citer comme exemple, à titre de curiosité, la construction d'un avion Américain Barklay-Grow (v. fig. 4,111.422.2), comportant un curieux enchevêtre-



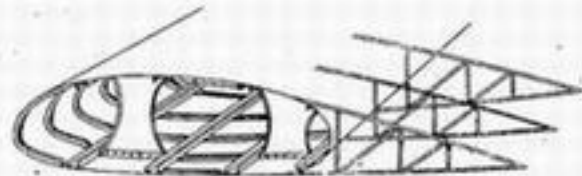
Fig. 4,111.422.2. Barklay-Grow.

ment de deux réseaux d'âmes obliques, et qu'on peut considérer, si l'on veut, comme un caisson pur dérivant d'une construction en « treillis général intérieur » (genre Junkers F 13) et qui permet d'ailleurs aussi de supprimer les cloisonnements transversaux (nervures). Mais tout aménagement de l'aile est impossible et toute construction en série également. Il faut voir là une sorte de fantaisie constructive.

4,111.423

#### Suppression des âmes.

On peut estimer que l'opération qui consiste à réduire le cisaillement du revêtement par la multiplication des âmes n'est pas « payante » en poids. C'est pourquoi, en sens contraire, certains constructeurs ont préféré faire l'économie



- Corps creux Kellner-Béchereau

Fig. 4,111.423.

complète des âmes. On aboutit ainsi à la conception extrême du « corps creux » Kellner-Béchereau (v. fig. 4,111.423), qui consiste à traiter l'ensemble de l'aile comme une sorte de *tube* unique, sans longerons, sans âme parallèle à l'envergure, comprenant seulement un revêtement très épais avec un

raidissage local : des couples légers et des raidisseurs longitudinaux, d'ailleurs discontinus, ce qui souligne leur caractère local. La partie arrière de l'aile étant de forme trop pointue pour être apte à transmettre l'effort tranchant vertical, on

l'élimine en la mettant en dehors de l'ensemble résistant, qui se referme avant le bord de fuite, pour former un tube suffisamment arrondi qui comprend le bord d'attaque et toute la partie centrale de l'aile. Des queues de nervures, en quelque sorte postiches, complètent l'arrière du profil.

Cette construction n'a jamais été employée pour les ailes de gros avions, mais de petits avions ainsi conçus ont effectivement volé. Comme nous aurons l'occasion de le voir en 4,312.11 ce type de structure se prête mieux à la construction des coques où elle est plus répandue, qu'à celle des ailes, où l'effort tranchant n'est pas tenu d'une manière suffisamment rationnelle.

### 111.43 Raidissage des revêtements.

111.431 Comme on l'a vu, le propre de la construction en caisson pur est de faire tenir par le revêtement la compression résultant du moment fléchissant vertical. Or, rien n'est plus sujet au flambage qu'une tôle. Pour empêcher ce phénomène, on assure la tenue de la tôle par un raidissage approprié.

Cette question ayant un caractère général pour tous les revêtements travaillants, nous la traiterons dans son ensemble un peu plus loin, en 4,112.42. Soulignons seulement ici l'importance toute spéciale qu'elle revêt dans la réalisation des voilures en caisson pur, et indiquons quelques incidences particulières sur l'architecture de ce type de construction.

111.432 Nous verrons que l'un des modes de raidissage les plus efficaces est l'emploi d'une tôle ondulée. On en dispose les plis dans le sens des efforts principaux, c'est-à-dire ici parallèlement à l'envergure. Mais comme il s'agit aussi de tenir les efforts de torsion, il est nécessaire de river chaque pli sur la tôle lisse de revêtement, afin de « fixer la longueur d'onde » et de permettre un travail efficace dans le sens parallèle à la corde d'aile. Lorsque le revêtement extérieur n'est pas travaillant (cas d'un entoilage recouvrant un caisson pur en tôle ondulée — exemple : empennage horizontal du Lioré 45) ce rôle de fixation des plis doit être rempli par des nervures et si possibles par de petites lisses extérieures perpendiculaires aux ondulations, et rivées sur chaque pli, comme c'est le cas dans l'exemple qui vient d'être cité.

111.433 Les plis de la tôle ondulée peuvent être parallèles ou homothétiques, c'est-à-dire converger au centre d'homothétie de la vue en plan de l'aile : la nappe de plis est alors conique.

La solution homothétique présente l'avantage d'une disposition des plis toujours la même dans toutes les sections, et surtout la liaison aux âmes qui bordent le caisson se fait d'une manière beaucoup plus satisfaisante (cas du Lioré 45 et de l'hydravion transatlantique SE 200). Mais en contre-partie, la réalisation industrielle de tôles ondulées homothétiques pose un problème d'outillage plus difficile que la tôle à plis parallèles.

Lorsque les plis sont parallèles, et la forme en plan de l'aile trapézoïdale, on est obligé de couper les bords de la tôle ondulée par une taille oblique donnant des « escaliers » qu'on peut disposer soit sur les bords, où ils compliquent la fixation aux âmes (cas du Douglas DC 2), soit le long d'une ligne de jonction centrale parallèle à l'envergure (cas du Bréguet 691-693) (1).

(1) Notons en passant que sur cet appareil la tôle ondulée est d'épaisseur décroissante de l'emplanture à l'extrémité de l'aile, ce qui constitue un autre genre de difficulté industrielle.

Diverses réalisations de caissons purs sur de gros hydravions sont données par la figure 4,111.433.

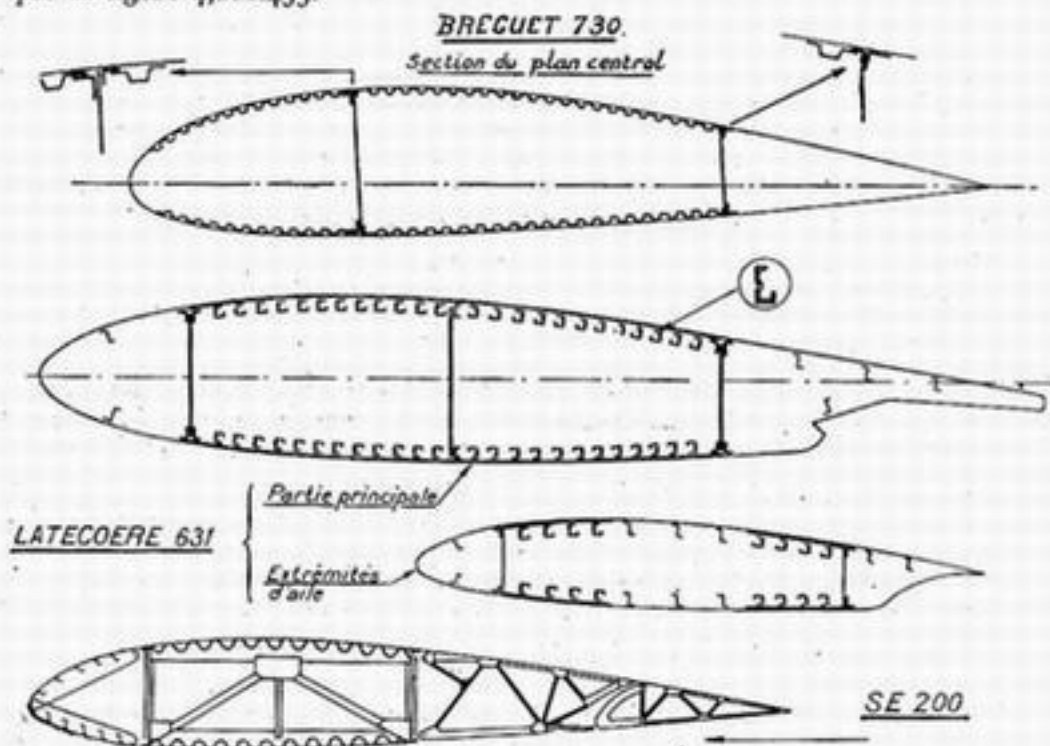


Fig. 4,111.433.

4,111.44

Avantages et inconvénients.

4,111.441

Rigidité générale. Poids.

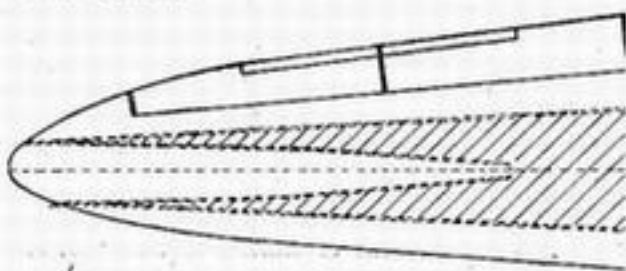
La construction en caisson pur présente l'avantage d'une grande *rigidité générale*, tenant à ce que la matière se trouve répartie tout à fait à la périphérie de l'aile, donnant ainsi le maximum de hauteur de poutre, et par conséquent d'inertie. Par contre, même dans les meilleures conditions de raidissage, le taux de travail admissible pour la tôle travaillant en compression est forcément plus bas que celui qu'on peut admettre pour les profilés massifs intervenant dans des semelles de longerons. Cette construction est donc, à égalité de résistance statique, plus lourde que des constructions comprenant des longerons. Nous avons d'ailleurs déjà vu en 4,012.22, que le poids et la rigidité des constructions vont souvent de pair : le rapport M/E et le poids augmentent tous deux d'autant plus que le taux de travail admis pour la matière est plus bas.

Le dimensionnement auquel on se trouve conduit pour le revêtement par les efforts de flexion se trouve très surabondant pour tenir la torsion, ce qui confère à ces constructions une rigidité de torsion considérable, très avantageuse au point de vue des vibrations critiques, et par conséquent de la sécurité. Accessoirement, cet avantage peut être exploité pour situer le caisson à une profondeur quelconque dans la voilure : malgré son excentrement par rapport à l'axe de torsion, la rigidité torsionnelle sera toujours largement surabondante. D'où une commodité qu'il est intéressant de noter, pour libérer par déplacement du caisson telle partie de la voilure qu'on aura besoin d'échancre largement pour d'autres usages : par exemple le bord d'attaque pour l'escamotage de l'atterrisseur (North American P 51 « Mustang »).

Pour limiter le plus possible les inconvénients de poids de cette formule, on peut d'ailleurs réduire à la quantité strictement nécessaire en chaque point la largeur effective du caisson, c'est-à-dire de la partie raidie du revêtement qui travaille effectivement à la flexion verticale.

L'hydravion transatlantique Latécoère 631 s'y efforce dans son aile extrême : au fur et à mesure que les moments de flexion vont en décroissant vers l'extrémité de l'aile, le revêtement épais travaillant à la flexion cesse d'occuper toute la profondeur de la voilure, et se cantonne dans deux zones, chacune contiguë à l'une des âmes verticales du caisson, et dont la largeur va en décroissant en pointe

*Les parties hachurées correspondent aux parties du revêtement qui tiennent la flexion de l'aile*



**Latécoère 631**

Fig. 4.111.441.

jusqu'à l'extrémité de la voilure, se terminant ainsi par deux languettes effilées en queue d'hirondelle, comme l'indique la figure 4.111.441. Il reste à voir si le gain de poids obtenu mérite la complication et surtout la perte de rigidité de torsion qui en résulte dans la région des ailerons.

#### 4.111.442 *Rigidité locale.*

La structure en caisson pur donne aussi une excellente rigidité locale, ce qui est un avantage précieux au point de vue de la rusticité en utilisation. On peut aisément marcher sur une telle voilure pour l'entretien et la mise en œuvre au sol, c'est-à-dire pour accéder aux moteurs, à des bouchons de remplissage de réservoirs, etc., sans avoir à prendre les précautions qui sont nécessaires avec d'autres constructions.

#### 4.111.443 *Efforts localisés - Renforcements - Ouvertures.*

Par contre, le caisson pur s'accommode mal de toute localisation d'efforts importants, puisque la structure résistante est en quelque sorte « insaisissable » et ne comporte aucune pièce maîtresse sur laquelle on puisse prendre appui. Il en résulte une difficulté notable pour la fixation des atterrisseurs, des bâtis-moteurs, etc... De même, il est très difficile d'apporter des renforcements, par exemple en cas d'alourdissement de l'avion au cours de sa carrière, ou à la suite d'incidents systématiques mettant en évidence une faiblesse inconnue à l'origine. Enfin, il est pratiquement impossible de pratiquer des ouvertures de grandes dimensions dans les revêtements. Ce fait, joint à l'inaptitude aux efforts localisés, crée une grande gêne pour l'aménagement des voilures, surtout dans les avions militaires (installation de bombes ou de réservoirs, etc...) et même pour l'escamotage des atterrisseurs. D'où la nécessité, qui s'impose souvent aux avions ainsi construits, de changer de type de structure pour l'aile centrale, qui devient bilongeron, comme nous l'avons vu en 4.111.131.



## 4,111.5 CONSTRUCTION GÉODÉSIQUE VICKERS

4,111.51 Principe de construction.

4,111.511 Ce procédé de construction, dont le promoteur est l'Ingénieur Wallis, de la Société Vickers-Armstrongs, revient à constituer un revêtement travaillant réduit à des éléments localisés, sous forme d'un réseau sensiblement orthogonal de forts profilés<sup>(1)</sup> (v. fig. 4,111.5 A) courbés d'avance à la forme voulue; le tout est recouvert de toile.

Le but poursuivi est d'obtenir une bonne résistance au flambage local et de permettre ainsi au revêtement de travailler aussi bien en compression qu'en traction, tout en conservant une grande légèreté d'ensemble. En effet, un panneau de tôle mince ne travaille qu'en diagonale tendue, tandis qu'ici intervient aussi la diagonale comprimée.

4,111.512 Une originalité marquante de ce type de construction consiste d'autre part à rechercher la transmission de tous les efforts par le trajet minimum.

Il entre donc dans la logique de cette conception de prendre les efforts de flexion par un longeron unique, situé à peu près au tiers de la profondeur de l'aile.

On confie la torsion et la trainée au réseau de profilés remplaçant le revêtement, et dont la particularité principale, qui a valu son nom au système, est d'être établi, en principe, selon des *lignes géodésiques*, c'est-à-dire des lignes de longueur minimum sur la surface courbe à revêtir.

4,111.513 Ce réseau orthogonal revendique en outre l'avantage d'être autostabilisé, c'est-à-dire que tout effort de traction tendant à aplatir la courbure d'une membrure est exactement équilibré par un effort de sens contraire tendant à incurver davantage la membrure perpendiculaire. Comme ces membrures sont reliées entre elles à chaque intersection, l'ensemble reste donc en équilibre.

On s'en autorise pour supprimer les nervures : il en résulte de grands volumes logeables entièrement libres dans toute la structure, et notamment dans l'aile. Sur le « Wellington », on y loge les réservoirs d'essence.

4,111.52 Avantages et inconvénients.

4,111.521 Le système revendique une grande légèreté de construction. Pour le « Wellington », le rapport de la charge utile (essence + bombes) au poids total serait de 33,3 % — à titre indicatif, pour le Leo 45, ce même rapport est de 29 %<sup>(2)</sup>. Le logement d'un poids important d'essence dans les ailes extrêmes contribue d'ailleurs, par délestage, à cette légèreté.

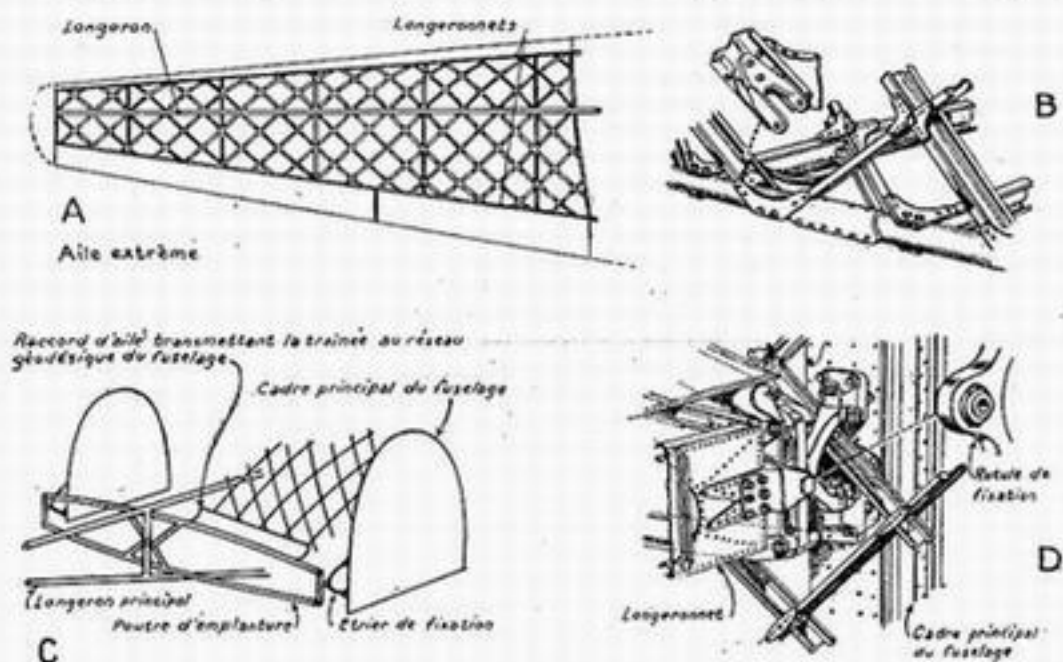
La Société Vickers en déduit que son système est particulièrement adapté à la construction d'ailes à grand allongement (8,83 pour le « Wellington »).

4,111.522 Une telle construction présente l'avantage d'être facilement réparable, à condition de posséder des profilés de remplacement du type exact nécessaire pour la région détériorée, ce qui impose une collection importante de rechanges, car ces profilés diffèrent tous par leur courbure. En effet, le réseau géodésique est entièrement assemblé par boulonnage (voir fig. 4,111.5 B) : la substitution d'un tronçon

(1) Voir à l'Annexe XIII les diverses significations du mot « profilé ».

(2) Il faut faire la part, dans cette comparaison, du coefficient de calcul plus élevé pour l'avion français que pour l'avion britannique.

de profilé à un autre est donc simple, et la reconstitution de la continuité aérodynamique n'est plus qu'une affaire de réparation d'entoilage, facile et rapide à réaliser par des moyens de fortune. Si même on ne possède pas en rechange le



— Construction "géodésique" Vickers - Armstrong

Fig. 4.111.5.

profilé qu'il faut, on peut assez facilement sortir de l'avion abîmé les tronçons de profilés détériorés pour leur apporter à l'établi une réparation de fortune.

De plus, contrairement à ce qui arrive dans les autres structures à revêtement travaillant, les détériorations au combat du revêtement lui-même sont immédiatement réparables, puisque celui-ci est en toile.

4.111.523

La Société Vickers donne son système de construction pour particulièrement invulnérable, affirmant que des expériences concluantes ont montré qu'il subsiste une résistance suffisante pour continuer le vol après explosion de forts projectiles de D. C. A.

4.111.524

On peut cependant faire à cette construction la critique de reposer sur certaines compatibilités entre les déformations, et par conséquent, de se prêter assez mal à des discontinuités, dues par exemple :

- à des ouvertures supplémentaires, telles que portes de grande dimension, ce qui réduit l'avantage de volume disponible signalé plus haut : par exemple, les réservoirs d'aile doivent être enfilés par la tranche dans la voilure démontée, chaque remplacement oblige à faire ce démontage que le constructeur prétend d'ailleurs réaliser en 2 heures 1/2;
- à des efforts localisés (fixation de charges importantes et très denses, telles que bombes, etc...) ou à des renforcements : à ce dernier point de vue, cette construction présente certainement moins de commodité de modifications ultérieures que les constructions de type classique, où l'on a moins à se soucier d'une variation de rigidité locale lorsqu'on a besoin d'effectuer un renforcement.

4,111.53

Détails de réalisation.

Le longeron principal du bimoteur « Wellington » a pour semelles deux jumelages de tubes de duralumin de forte épaisseur; son âme est en treillis. L'aile comporte deux importants longeronnets, l'un au bord d'attaque, l'autre au bord de fuite, avec des âmes pleines en duralumin et des semelles en tôle roulée, visibles sur la figure 4,111.5 D.

Le revêtement géodésique est construit par panneaux séparés. Les profilés courbés sont imbriqués l'un dans l'autre à chaque intersection d'une manière parfaitement symétrique, et fixés entre eux par un boulon (v. fig. 4,111.5 B).

Le longeron principal traverse le fuselage auquel il n'est relié par aucune fixation directe. La liaison (v. fig. 4,111.5 C et D) est assurée sur chaque flanc du fuselage par une poutre d'implanture fixée au longeron central d'une part, et d'autre part à deux cadres principaux du fuselage, au droit des longeronnets de bord d'attaque et de bord de fuite, au moyen d'étriers qui constituent une sorte de cardan avec axe à rotule. Les efforts de traînée sont transmis de cette poutre au système géodésique du fuselage par les raccords d'aile. La démontabilité n'existe qu'au droit des fuseaux-moteurs.

Sur le « Wellesley », monomoteur à structure géodésique antérieur au « Wellington », où la question n'était pas aussi élégamment résolue, les longerons étant tous trois reliés directement au fuselage, il avait été nécessaire de réaliser pour la section centrale de celui-ci un ensemble très rigide et résistant, d'un poids considérable, ce qui confirme les exigences particulières imposées par ce type de structure pour les compatibilités de déformations.

4,111.6

## VUE D'ENSEMBLE

La classification adoptée ci-dessus dans les descriptions des divers types de structure correspond surtout à une commodité d'exposition. Ce serait une erreur grave que de vouloir lui conférer une réalité plus grande. Il est essentiel de noter, en effet, qu'on peut passer *par continuité* et insensiblement de l'un à l'autre de tous les types mentionnés, ou à peu près.

Pour bien faire saisir cet aspect important de la question, montrons cette continuité en récapitulant quelques exemples déjà donnés. Ceci nous amènera à reprendre, en les développant davantage, quelques-unes des considérations déjà esquissées en 4,10 — mais en nous affranchissant cette fois de toute idée de succession chronologique.

4,111.61

Revêtement.

On peut renoncer à faire prendre aucun effort par les revêtements : c'est le cas des entoilages. La structure est alors uniquement composée d'éléments de résistance localisés.

On peut aussi les faire travailler, d'abord très légèrement, pour soulager la structure de quelques efforts peu importants, et provoquer du même coup la disparition de membrures secondaires. C'est le cas des revêtements en tôle très mince qui peuvent souvent remplacer, au moins pour les efforts dans le plan de l'aile, le haubannage en croix de St-André dans les travées des ailes bilongérons. Pour la torsion, même si ces revêtements ne sont pas comptés comme travaillants dans le dossier de calcul, leur seule présence intervient toujours un peu pour améliorer la rigidité.

Dans les constructions où le revêtement est plus franchement travaillant, un caisson fermé prend la torsion et la trainée, aussi bien dans les monolongerons que dans les bilongerons. Pour améliorer le travail des tôles dans ces conditions, on est conduit à les équiper de raidisseurs. Pour peu que ces raidisseurs soient parallèles à l'envergure (ce qui n'est pas souhaitable lorsqu'on veut rester dans le bilongeron pur) ceci les amène tout naturellement (même si ce n'est pas explicitement compté dans les dossiers de calcul), à prendre une part de plus en plus notable de la flexion. Il ne reste plus qu'à augmenter encore un peu ce raidissage pour pouvoir diminuer progressivement les semelles de longerons qui vont jusqu'à disparaître en donnant des structures en caisson pur dans lesquelles les éléments résistants sont aussi répartis que possible, puisque c'est finalement le revêtement qui prend tout : flexion, torsion, trainée, etc. Des âmes assurent simplement la transmission de l'effort tranchant perpendiculaire au plan de l'aile.

Pour compléter la gamme jusque sur un terrain assez inattendu, on peut même voir dans la construction géodésique Vickers un stade intermédiaire (qu'on pourrait appeler « revêtement travaillant discontinu ») dans lequel les éléments de résistance restent localisés quoique ce soit le revêtement qui prenne la plupart des efforts, sauf la flexion d'ensemble.

#### .111.62 Nombre de longerons.

.111.621 Nous avons vu également qu'on peut passer par continuité du bilongeron au monolongeron, par recul et donc diminution progressive du longeron arrière, et ceci aussi bien dans un type de structure à éléments de résistance localisés que dans un type de structure à revêtement travaillant.

Un exemple de cette évolution dans le premier cas est donné comme nous l'avons vu par le Hawker « Hurricane » qui constitue une transition entre le bilongeron entoilé et le monolongeron, genre Morane 406.

Dans le deuxième cas, nous avons montré la continuité qui existe entre les bilongerons à caisson interlongeron, genre Potez 63, et le monolongeron du Bloch 152 par exemple, dans lequel le longeron arrière ne devrait plus être qu'une sorte de longeronnet fermant le caisson et supportant le volet mobile de bord de fuite.

.111.622 On peut passer aussi d'une manière continue du monolongeron au multilongeron et même au caisson pur. En effet, dans la construction monolongeron à revêtement travaillant, la structure du caisson qui tient les efforts de torsion comportera souvent une ou plusieurs tôles verticales de fermeture ou de renfort, qui peuvent progressivement prendre l'allure de faux-longerons. Dans la partie arrière de l'aile, une sorte de longeronnet de ce genre aura une utilité particulière pour soutenir les volets mobiles. On peut citer comme exemples de monolongerons comportant des âmes supplémentaires le Morane 406 et le D. 520 (v. fig. 4,111.622)

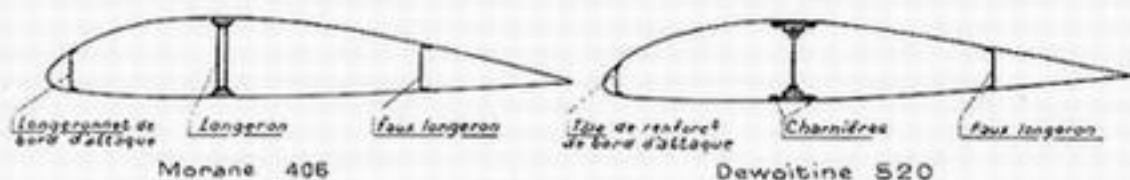


Fig. 4,111.622.

et plus encore les ailes centrales de l'Amiot 350 et du Douglas DB 7 (v. fig. 4,111.222) entre les moteurs et le fuselage. Pour peu que ces longeronnets prennent de l'importance au détriment du longeron central, on arrive à une structure à trois longerons



comme celle du bimoteur de transport Bréguet 500, par exemple — d'où l'on peut, en morcelant encore, passer par un processus simple à une structure à quatre ou cinq âmes. Si les raidisseurs se multiplient, aux dépens des semelles de longerons, sur le revêtement déjà très soutenu par les âmes, on arrive à la structure en caisson pur (Douglas DC 2, Curtiss 75).

4,111.623

Pour évoluer ainsi du bilongeron au caisson pur, il n'est d'ailleurs nul besoin de passer comme nous venons de le faire par l'intermédiaire du monolongeron. Il est encore bien plus simple, à partir du bilongeron à caisson interlongeron, d'accentuer le raidissage du revêtement et d'en profiter pour alléger progressivement les semelles jusqu'à les voir disparaître en ne laissant plus subsister que deux âmes comme dans le Lioré 45, ou le Bréguet 691-693.

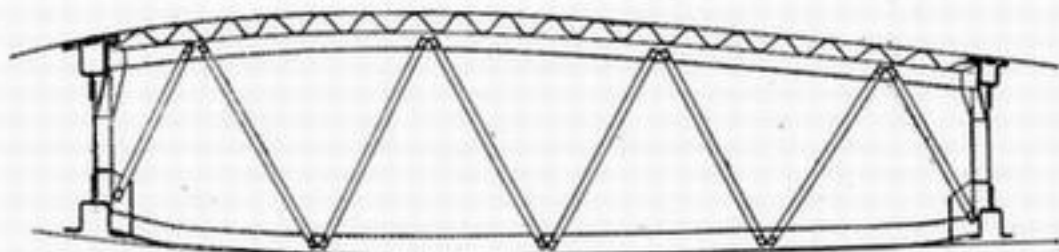
Il n'est pas jusqu'au treillis général intérieur qui ne puisse passer insensiblement, et à volonté, au multilongeron et de là au bilongeron — ou, en sens inverse, au caisson pur en multipliant les éléments résistants en contact avec le revêtement, au détriment des éléments diagonaux qui deviennent de simples âmes — stade intermédiaire illustré par exemple par le Barklay-Grow de la figure 4,111.422.2.

4,111.63

#### Exemples concrets d'évolution.

On trouve parfois dans un même état d'une même voilure une transition entre deux types de structure coexistants et très différents. Nous ne voulons pas parler ici des ailes qui comprennent deux parties juxtaposées sans aucune parenté, comme celle du Lioré 45 par exemple, et qui ne prouvent rien à cet égard — mais de celles qui passent d'un type de structure à l'autre en mettant en évidence une filiation plus ou moins continue.

Ainsi en est-il, dans une certaine mesure, de la voilure du Glenn Martin 167 dont la partie centrale est d'abord bilongeron avec caisson interlongeron (revêtement en tôle lisse) dans la travée entre fuseaux-moteurs où le caisson sert de résér-



— Glenn Martin 167 (aile centrale)

Fig. 4,111.63.

voir structural, et voit ensuite s'amincir les semelles et apparaître une tôle ondulée d'extrados (Cf. fig. 4,111.63), dont le rôle devient de plus en plus prépondérant pour tendre vers le caisson pur dans l'aile extrême.

Plus radicale encore et plus typique est l'évolution concrétisée dans l'aile en une seule pièce de l'avion de chasse allemand Focke-Wulf 190 (Cf. 4,111.421.3) qui, monolongeron dans sa partie centrale pour traverser le fuselage avec le minimum d'encombrement, se transforme par continuité en caisson pur à deux âmes, par extinction progressive de la semelle au profit des raidisseurs, avec une déviation vers l'avant de l'âme qui était celle du monolongeron, afin de mieux inclure entre elle et l'âme arrière fixe, toutes les positions de la résultante aérodynamique donnant lieu aux efforts les plus élevés.

,112

## ÉLÉMENTS PRINCIPAUX

Les principes de construction ayant été vus au titre de la partie « Architecture générale », nous allons examiner maintenant les détails de réalisation de certaines pièces, ce qui sera une introduction utile à l'étude de la fabrication, que nous ferons au chapitre suivant.

## ,112.1 LONGERONS

Nous traiterons ensemble tous les longerons, à quelque type de structure qu'ils appartiennent : construction haubanée ou non, mono ou bilongeron. A propos des âmes, nous parlerons même des âmes principales des structures qui ne possèdent pas de longerons proprement dits, comme les caissons purs.

Nous le ferons avec certains détails, traitant ce cas important comme un exemple-type illustrant les réalisations qu'on peut concevoir pour des poutres légères et résistantes dans la construction des avions. Cela nous dispensera de plus amples développements dans un certain nombre d'autres cas que nous rencontrerons plus loin, tels que les entretoises et les nervures par exemple.

## 4,112.10 Généralités.

## 4,112.101 Efforts à supporter.

Les longerons sont des pièces qui ont à faire face avant tout à des efforts de flexion verticale, sur lesquels nous ne reviendrons pas ici, et aussi à des efforts de traction ou de compression axiaux. Les plus élevés de ces derniers — et, à vrai dire, les seuls qui soient vraiment importants <sup>(1)</sup> — proviennent des mâts dans le cas des constructions haubanées, biplanes et surtout monoplanes (v. fig. 4,112.101). Les compressions axiales, par exemple, viennent en délestage pour la semelle tendue par la flexion verticale, et en aggravation pour la semelle comprimée : ceci explique que les deux semelles d'un même longeron soient en général de sections différentes pour un avion haubané.

Finalement, les longerons doivent être des pièces capables de résister à des efforts de flexion et de traction ou compression combinés. Il est évidemment nécessaire de leur donner une forte inertie dans le sens vertical, puisque c'est dans ce sens que s'exercent les efforts de flexion.

Mais il ne faut cependant pas négliger complètement l'inertie dans le sens perpendiculaire, en raison des risques de flambage. Dans le plan de l'aile, le longeron est soutenu à intervalles réguliers par les nervures, et éventuellement par les entretoises. De plus, il est soutenu d'une manière continue par le revêtement lorsque celui-ci est travaillant. Mais dans les constructions entoilées, l'inertie à la flexion horizontale et à la torsion ne doivent pas descendre au-dessous d'un certain minimum, afin d'empêcher le déversement du longeron par flambage

20159-30591595.



Effort de compression sur un longeron, dû au mât (vue de face)

Fig. 4,112.101.

(1) D'autres, qui existent toujours, même dans les constructions cantilever, viennent des efforts de traînée dans le plan de l'aile. Ils sont beaucoup plus faibles.

Enfin, le flambage *local* est à prendre en considération dans le tracé même de la section des semelles de longeron : il faut éviter par exemple les profilés à ailes trop minces, qui risquent de constituer des points faibles donnant des amorces de plissements locaux, qu'il n'est pas rare de constater bien avant que soit atteinte la charge de rupture générale du longeron.

Les longerons des constructions entoilées admettent généralement, en gros, un plan de symétrie parallèle à leur âme — sinon une dissymétrie trop marquée risquerait de provoquer des efforts secondaires de déversement. Ceux qui sont suffisamment soutenus par des revêtements travaillants peuvent se dispenser de cette précaution.

#### 4,112.102 *Historique. Longerons simples.*

4,112.102.1 Pour des raisons d'économie et de facilité de construction, on a d'abord utilisé comme longerons des tubes de différentes formes fournis par la métallurgie.

Les tubes ronds en acier ont été utilisés autrefois par Bréguet, Clément, Voisin, Latécoère, etc... Ils ont été abandonnés pour de nombreuses raisons, d'abord à cause de leur poids, ensuite parce qu'ils rendent difficiles les assemblages avec les mâts, les entretoises et le haubanage; enfin et surtout parce que la section circulaire, qui a un moment d'inertie constant dans toutes les directions, n'est pas d'un emploi logique pour les longerons d'aile qui ne supportent pratiquement des efforts de flexion que dans une direction déterminée, celle de la perpendiculaire au plan de l'aile.

Rappelons cependant le cas spécial du longeron tubulaire Blohm und Voss (cf. 4,111.203) qui est bien un tube unique d'acier, mais de grand diamètre et réalisé non par le procédé standard de fabrication des tubes de série, mais par soudure autogène de quatre bandes d'acier cintrées en quart de cercle, ce qui permet d'avoir plus d'épaisseur en haut et en bas (emplacement normal des semelles) que sur les côtés, d'où meilleur rendement de la matière.

4,112.102.2 On est venu rapidement aux tubes à section rectangulaire; c'est encore aujourd'hui le cas du Morane 230. Ces tubes, en duralumin, avaient une épaisseur constante sur toute leur longueur; on était donc conduit à ne pas employer les tubes tels qu'ils étaient livrés, mais à y pratiquer soit des allègements, soit des renforcements locaux.

Signalons enfin les longerons des avions anglais Hawker de modèle ancien, qui étaient en tubes rectangulaires étirés avec deux larges ondulations longitudinales sur les faces verticales. La seule utilité, d'ailleurs contestable<sup>(1)</sup>, de ces ondulations parallèles à l'axe du longeron, pouvait être d'améliorer leur tenue au flambage, car nous allons voir tout à l'heure que, pour remplir au mieux leur rôle d'âmes, ces faces verticales auraient plutôt dû être raidies dans le sens perpendiculaire — mais la réalisation industrielle de tels raidissages transversaux aurait présenté des difficultés quasi insurmontables dans un tube continu.

4,112.102.3 Ces longerons *simples*, ou d'une seule pièce, ont été, comme nous l'avons vu, la première transposition de la construction bois à la construction métallique.

Mais ces conceptions initiales sont pratiquement abandonnées aujourd'hui (sauf sur quelques rares petits avions légers et économiques), au profit des longerons composés, dans lesquels l'utilisation à chaque endroit de pièces bien adaptées à la fonction qu'elles doivent remplir permet une économie de poids appréciable.

(1) Les faibles dimensions de la section et la forte courbure des coins devaient probablement suffire à obtenir une raideur suffisante.



Nous allons maintenant étudier les éléments principaux qui entrent dans ces longerons composés.

Dans l'exposé qui suit on a recherché un ordre logique et non plus chronologique.

#### 4.112.11 Ames.

Les âmes sont chargées de tenir l'effort tranchant dû à la flexion verticale.

Tout ce qui va être dit ci-après des âmes de longerons s'applique aussi aux âmes verticales (sans semelles) des constructions en caisson pur.

#### 4.112.111 Ame unique.

4.112.111.1 Les longerons à âme unique sont évidemment les plus simples à construire (1). Cependant, ils n'ont apparu qu'assez tard dans la construction aéronautique, parce que, l'âme ayant à supporter un cisaillement important dû à l'effort tranchant, on pensait nécessaire de lui donner une épaisseur assez forte pour supporter ce cisaillement *sans plisser* : il en eût résulté des épaisseurs très surabondantes, d'où un poids élevé, qui explique le peu de succès initial de cette formule.

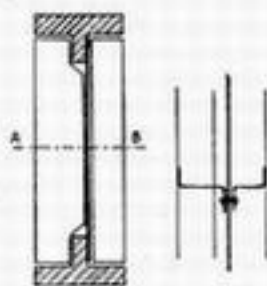
Mais à la suite des travaux de Wagner, de von Karman et de Lahde sur le travail des tôles minces en diagonale tendue, on s'est aperçu que le plissement pouvait ne pas empêcher les tôles de travailler à des taux relativement élevés sans dépasser la limite élastique, à condition qu'elles soient équipées de raidisseurs appropriés pour maintenir l'écartement des semelles.

De nombreux constructeurs, et notamment en France Marcel Bloch, se sont mis alors à utiliser des âmes minces (2), équipées de raidisseurs verticaux. Cette solution s'est beaucoup répandue depuis, jusqu'à devenir quasi générale dans les structures bilongeron à caisson interlongeron, et extrêmement fréquente dans les autres structures.

4.112.111.2 Divers modes de raidissage peuvent être utilisés pour les âmes.

Le plus simple consiste à les équiper de raidisseurs (v. ci-après en 4.112.421 les observations sur le raidissage des tôles) qui sont généralement des profilés rivés sur l'âme et disposés soit d'un seul côté de celle-ci, soit de part et d'autre. Dans ce dernier cas, on utilise souvent une même ligne de rivets pour fixer deux raidisseurs : un exemple de cette disposition est donné par le longeron d'aile *centrale* du Heinkel 111 (voir fig. 4.112.111.2).

On trouve quelquefois commode, pour rendre la fabrication plus industrielle, de réunir tout le réseau des raidisseurs en une sorte de plaque en forme de grille, en tôle emboutie d'un seul coup de telle façon que les barreaux verticaux fassent saillie pour exercer convenablement leur rôle de raidissage. L'ensemble est ensuite



Coupe AB

-Heinkel 111

Fig. 4.112.111.2.

(1) Un exemple illustre l'avantage industriel du longeron à âme unique : en passant du longeron-caisson du Dewoitine 500 au longeron mono-âme du D 520, on a ramené le temps de fabrication du longeron de 1993 H. à 325 H. La simplification de l'âme n'a pas été le seul facteur de ce gain, mais elle en a été l'une des raisons importantes.

(2) Pour fixer les idées, l'âme du longeron avant (très prépondérant) du Bloch 175 de 8 T. (facteur de charge à rupture : 8 environ) a une épaisseur de 2,5 mm à l'emplanture de l'aile extrême et de 1,6 mm à 1 m de son extrémité.

L'âme du longeron principal du Bréguet 500 trilongeron de 13 T. 5 a une épaisseur de 2 mm à l'emplanture et 0,8 mm à 1 mètre de l'extrémité (facteur de charge à rupture 5).



rapporté en bloc par rivetage sur la tôle lisse constituant l'âme du longeron. C'est le cas du Henschel 129 par exemple, où la solution adoptée pour raidir l'âme du longeron ressemble à celle employée pour raidir le revêtement, dont la description sera donnée plus loin (v. fig. 4,112.323).

Dans tout ce qui précède, nous avons implicitement admis que les raidisseurs étaient verticaux, ce qui est en effet le cas général. Signalons cependant la solution curieuse adoptée par Curtiss sur son avion stratosphérique et qui consiste à disposer les raidisseurs très obliquement, à peu près dans le sens perpendiculaire aux plissements que prendrait la tôle s'ils n'existaient pas.

4,112.111.3 L'âme peut aussi être raidie par gaufrage. C'était le cas du Bréguet 27, dont le longeron était entièrement réalisé en acier 34.

Enfin, l'âme peut être constituée par une tôle ondulée à plis verticaux, comme c'est le cas notamment pour les âmes de caisson pur de l'avion bimoteur de bombardement britannique Armstrong-Witworth « Whitley », ainsi que pour l'âme arrière du caisson pur du Vultee V 11 A (v. fig. 4,112.113.2) et pour les longerons d'aile centrale du Junkers 52.

4,112.111.4 L'assemblage de l'âme à la semelle doit faire l'objet de soins particuliers. Nous verrons plus loin les dispositions qu'on est conduit à adopter en ce qui concerne le dessin des semelles pour faciliter cette fixation au point de vue de la commodité industrielle de fabrication. Disons un mot ici des précautions à prendre d'un point de vue purement technique pour que la liaison permette un travail correct des âmes.

Il est *très désirable* — quoique ce ne soit pas absolument indispensable — que les raidisseurs ne soient pas seulement fixés sur l'âme, mais qu'ils soient reliés aussi à la semelle, en venant se fixer sur celle-ci comme le fait l'âme elle-même. Un léger soyage des extrémités sera souvent nécessaire à cet effet.

De même, il peut être bon de prendre des précautions contre le plissement éventuel des âmes entre les rivets qui les fixent sur les semelles. C'est ainsi que la semelle du Morane 406 comporte, suivant les versions, une feuillure ou un petit liston rapporté, pour bien tenir l'âme latéralement tout le long de sa fixation (v. ci-après en 5,211 l'étude de cette question au point de vue fabrication, et la figure correspondante).

4,112.112 *Ames doubles.*

4,112.112.0 Les longerons métalliques comportant deux âmes sont souvent appelés « longerons-caissons ». Cette expression prête à confusion. Si l'on entend par là simplement le fait que ces longerons sont construits comme une sorte de boîte, c'est-à-dire finalement le seul fait qu'ils ont deux âmes, l'expression est évidemment correcte mais n'ajoute rien à la question : c'est une simple convention de langage abrégé. Mais si l'on veut entendre, et c'est souvent le cas, qu'ils travaillent à la torsion, il est nécessaire d'introduire une distinction.

Au point de vue torsion cette disposition peut remplir un rôle efficace contre le flambage de torsion d'un longeron peu soutenu. On peut même dire qu'elle est très utile par exemple dans une construction bilongeron métallique *entoilée* : un longeron à âme unique risquerait de se déverser ; on le stabilisera utilement en lui donnant deux âmes. Mais il s'agit là uniquement d'effets *locaux*. Si l'on voulait entendre par l'expression « longeron-caisson » le fait que celui-ci participe par sa résistance propre en torsion, à la tenue des efforts *généraux* de torsion dans l'aile, l'expression serait alors fautive en général, à cause de la largeur relativement très

faible de ces éléments. Elle ne deviendrait exacte, en partie, que pour des longerons à deux âmes de grand écartement et dont la section se rapprocherait au moins du carré. Nous verrons en 4,121.3 un exemple de longeron de ce genre en bois (Caudron 690). Des constructions analogues ne sont pas impossibles en métal, mais alors on se rapproche beaucoup du mode de construction en caisson pur, dans lequel on ne peut plus parler exactement de longeron (Cf. en 12,123.12 l'exemple du longeron du planeur métallique allemand D 30).

112.112.1 Le raidissage des âmes peut être assuré, comme dans l'hypothèse d'une âme simple, par des raidisseurs ou des tôles ondulées. Un exemple de ce dernier cas est fourni par le Lioré 45, dont les longerons d'aile centrale comportent chacun deux âmes constituées par des panneaux de tôle ondulée de petites dimensions (environ 50 cm d'envergure) juxtaposés et réunis entre eux par des bords tombés. Le Gourdou 521 (monoplan haubané de bombardement en piqué) comportait également deux tôles ondulées en alliage léger, fixées de part et d'autre de semelles en profilés d'acier d'une forme analogue à celle indiquée par la figure 4,112.122.2 A.

112.112.2 Mais la résistance au flambage peut aussi être assurée par un soutien réciproque des deux âmes l'une par l'autre, et ceci de deux façons différentes.

Lorsque les deux âmes sont très rapprochées, on dispose entre elles de place en place des entretoises constituées soit par des cales massives en métal très léger, tel que du magnésium (cas du Morane 406 — on trouve une cale de ce genre dans la section d'attache au longeron de chaque paire de nervures prenant la torsion — v. ci-dessus en 4,111.212), soit par de petits tubes-entretoises traversés par un boulon de serrage (cas d'un ancien longeron Les Mureaux, suffisamment décrit par la figure 4,112.112.2 A).

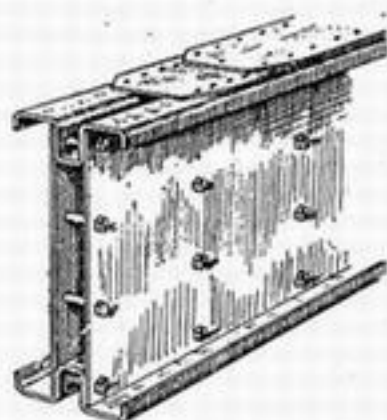


Fig. 4,112.112.2 A.

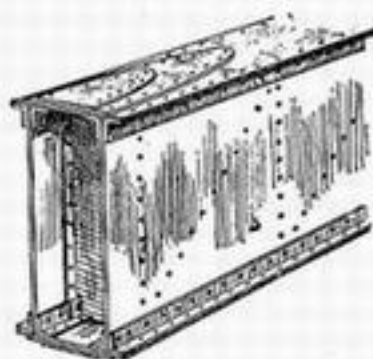


Fig. 4,112.112.2 B.

Lorsque le longeron est plus épais, on remplace plutôt les entretoises dont il vient d'être question par des diaphragmes à bords tombés, espacés régulièrement à l'intérieur du longeron et disposés soit verticalement, soit selon un schéma en N (voir fig. 4,112.112.2 B). Ces diaphragmes sont parfois fortement ajourés par des trous d'allègement.

1,112.113 *Âmes en treillis.*

112.113.1 La disposition qui vient d'être citée conduit par continuité à une disposition générale en treillis : il suffit pour cela d'ajourer les âmes elles-mêmes dans les mailles du réseau tracé par les diaphragmes de renfort. Ceux-ci seront alors eux-mêmes souvent doublés et disposés tête-bêche, de manière à délimiter des barres

de treillis dont chaque élément est une sorte de petit caisson. C'est le cas pour les barres verticales du treillis des avions de transport Dewoitine (D 338 par exemple), comme le montre la figure 4,112.113.1 C.

On voit en outre sur cette figure que, lorsque ces petits caissons secondaires deviennent importants, dans les régions les plus chargées de l'aile, ils peuvent à leur tour être diaphragmés.

Les gros porteurs Farman 221 et 222, et l'hydravion Latécoère 521 « Lieutenant-de-Vaisseau-Paris », comportaient des longerons du même genre.

Toutefois, la présence des diaphragmes n'est nullement nécessaire pour arriver à la conception en treillis : les âmes elles-mêmes peuvent, si elles sont suffisamment épaisses, être ajourées selon un réseau en N sans être particulièrement soutenues entre elles, comme c'est le cas dans

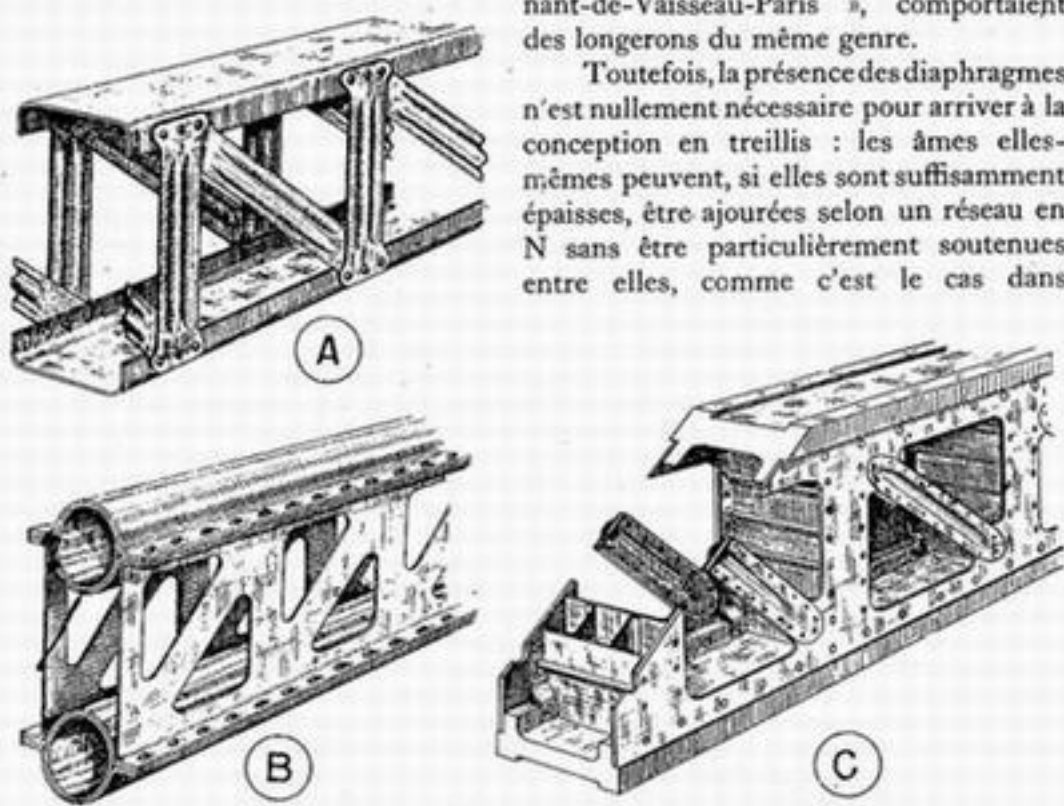


Fig. 4,112.113.1.

l'exemple de la figure 4,112.113.1 B qui représente le longeron d'un ancien monoplan haubané (Amiot 122 BP 3).

Autrefois, on avait même constitué des âmes en treillis par rivetage d'éléments séparés, comme l'indique l'exemple de la figure 4,112.113.1 A (ancien longeron Schneider). Toutefois cette disposition, beaucoup moins industrielle que les précédentes, est pratiquement abandonnée aujourd'hui.

D'autres exemples de longerons en treillis sont fournis par les hydravions Bréguet « Bizerte » (aile supérieure) et Lioré et Olivier 47; des vues schématiques en sont données plus loin par la figure 4,112.122.3

4,112.113.2

Les âmes en treillis ne sont pas le privilège des longerons proprement dits. On les rencontre aussi dans certains caissons purs, par exemple le Consolidated B 24 « Liberator », et déjà plus anciennement dans le Vultee V 11 A, qui comportait (v. fig. 4,112.113.2) une âme avant en treillis, l'âme arrière étant une âme pleine. Il en résulte déjà un certain intérêt industriel au point de vue fabrication pour faciliter le rivetage de fermeture du caisson de voilure — mais l'intérêt est encore plus grand pour l'utilisation militaire. En effet, bien que cette construction soit du caisson pur, elle est néanmoins *parfaitement visitable* : le bord d'attaque est rapidement démontable (v. ci-après 4,112.423) et permet d'accéder à la face



ajourée. On peut ainsi facilement, après un combat par exemple, s'assurer des effets causés par les projectiles et y porter remède par des moyens de fortune.

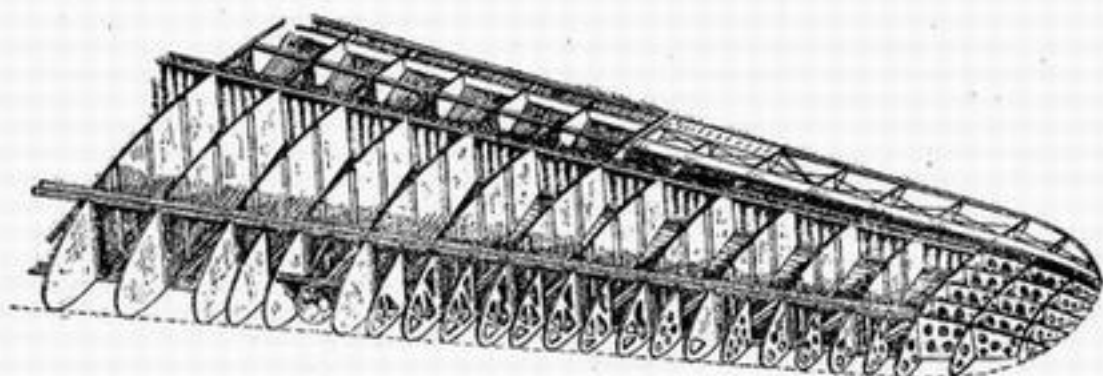


Fig. 4.112.113.2.

Vulture V 11 A.

Cet avantage essentiel du treillis par rapport aux âmes pleines est à retenir d'une manière générale, en contrepartie de sa plus grande complication de fabrication propre, en raison des rivetages plus nombreux qu'il nécessite.

#### 4.112.12 Semelles.

##### 4.112.121 Provenance.

Les âmes, comme nous l'avons vu, sont toujours faites à partir de la tôle. Au contraire, pour réaliser les semelles, on peut partir de différentes origines, dont nous allons dire un mot avant d'aborder le détail des réalisations particulières.

##### 4.112.121.1 Matière.

Les semelles de longerons étant les pièces de structure par où passent les efforts concentrés les plus élevés sont aussi les plus indiquées pour être réalisées en métal à haute résistance, et en particulier en acier spécial. Tout au moins pour les avions au-dessus d'un certain tonnage, les sections nécessaires, même avec un matériau admettant un taux de travail très élevé, pourront rester suffisantes pour écarter le risque de plissement local sans qu'il y ait lieu de recourir à des artifices particuliers.

Comme il n'en est pas de même pour les âmes, les longerons dont on aura choisi d'exécuter les semelles en acier seront généralement des pièces hétérogènes. Nous examinerons en 5.1 quelques-unes des conséquences qui en découlent au point de vue des approvisionnements. Pour nous en tenir ici au point de vue purement technique, indiquons que, les avions ayant à subir des variations de température *très étendues* (valeurs extrêmes pouvant être atteintes par des pièces intérieures de structure : environ  $+ 70^{\circ}$  (1) —  $70^{\circ}$ ) des précautions sont alors à prendre pour ménager les dilatations thermiques, ou pour tenir compte des contraintes supplémentaires qui peuvent en résulter. Mais surtout l'usinage de l'acier à très haute résistance présente des difficultés dont on trouvera un exemple en 4.112.422.23 à propos de la fixation des revêtements sur les longerons. Ces quelques objections ou difficultés expliquent, entre autres raisons, pourquoi l'acier n'a pas le monopole des longerons des gros appareils. Elles ne sont d'ailleurs de

(1) Intérieur d'une aile métallique exposée longtemps au soleil dans les pays tropicaux.



nature ni à faire déconseiller l'emploi de l'acier pour cet usage, ni à faire préconiser dans ce cas la réalisation des âmes dans ce même métal pour rétablir l'homogénéité.

Les longerons hétérogènes à semelles d'acier sont nombreux. On trouvera plus loin des descriptions de ceux du Morane 406, du Lioré 45, du Hawker « Hurricane », du Bristol « Blenheim », etc... Les quelques longerons qui ont été construits *homogènes* en acier (semelles et âmes) comme celui, tout en acier 34, du Bréguet 27 ou celui de l'avion de transport anglais « Atalanta », restent des anomalies dues aux premiers tâtonnements d'une technique nouvelle, ou à certains slogans tels que « tout acier » par exemple.

#### 4,112.121.2 *Produit semi-ouvré.*

Le métal étant choisi, il reste à déterminer la forme sous laquelle on l'emploiera. Deux catégories de produits semi-ouvrés sollicitent alors l'attention de l'ingénieur :

- d'une part, les étirés obtenus à partir d'une bande de tôle, par formage à froid, soit à la plieuse, soit au banc à étirer;
- d'autre part, les profilés à section massive obtenus à chaud, soit par filage pour les alliages légers, soit par laminage, forgeage ou estampage, suivi ou non d'un étirage à froid, pour les aciers.

Les premiers présentent l'avantage d'une grande simplicité de réalisation. De plus ils demandent peu d'usinage à la machine-outil : à l'endroit où les efforts augmentent dans la semelle, on s'y adapte en augmentant d'un profilé supplémentaire ou d'une tôle l'empilage des profilés élémentaires, qui étant relativement minces sont souvent utilisés par paquets. (Cf. fig. 4,112.112.2 A et B).

Par contre, pour les raisons qui viennent d'être dites sous la rubrique « matière », on doit reconnaître que l'emploi des seconds est plus logique pour des pièces centralisant des efforts aussi grands, puisque sous une section massive qui tient mieux au plissement local, une même matière peut être utilisée à un taux de travail nettement plus élevé que sous forme de tôles empilées, même convenablement solidarisées. Rappelons que, si le rendement de la matière est meilleur, en contre-partie la rigidité de la construction est un peu diminuée, comme nous l'avons vu en 4,012.22.

Contrairement aux profilés étirés, les profilés massifs demandent en général à être usinés tout du long; en contre-partie, leur section peut être ajustée aux efforts à supporter d'une manière plus précise et continue que celle des ensembles de profilés, qui à chaque addition d'une épaisseur supplémentaire accusent une discontinuité. Il en résulte un nouveau gain de poids qui, s'ajoutant à celui qui provient du taux de travail plus élevé, donne à cette solution un incontestable avantage de légèreté sur la première.

Notons cependant que les profilés d'alliage léger obtenus par filage présentent certains risques de défauts intérieurs (inclusions) qui peuvent être très graves au point de vue sécurité et commandent, tout au moins en début de série et pendant toute la mise au point de la fabrication, une attention très vigilante allant jusqu'au contrôle individuel de bout en bout par radiographie (Cf. 5,211.2).

#### 4,112.122 *Modalités diverses.*

##### 4,112.122.1 *Semelles plates.*

Les solutions les plus simples pour la semelle seraient évidemment dans le cas des tôles, un empilage de tôles planes, et dans le cas du profilé massif l'emploi d'un simple « plat ».

Elles ont été effectivement employées, comme nous l'avons déjà vu dans la figure 4,112.122.2 B et comme le montre la figure 4,112.122.1 A ci-contre (solution prototype). Mais le résultat d'ensemble pour le longeron n'est pas aussi simple en réalité qu'on pourrait s'y attendre à première vue.

En effet il faut relier ces semelles aux âmes qui viennent s'y implanter orthogonalement; d'où des pièces intermédiaires de liaison (cornières, etc...) qui, plus ou moins bien solidarisiées avec la semelle proprement dite, ne participent que partiellement à son travail et sont une cause d'alourdissement, mais qui surtout demandent un travail de pose

assez notable. Il est vrai qu'on peut se dispenser de ces assemblages en disposant la grande dimension du « plat » parallèlement et non plus perpendiculairement à l'âme :

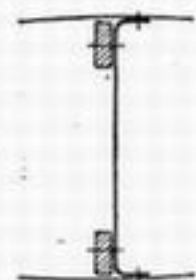
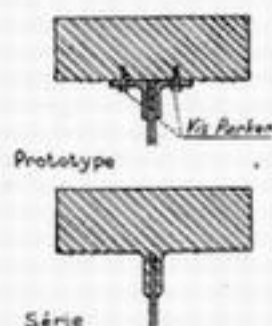


Fig. 4,112.122.1 B.

c'est la solution du Henschel 129<sup>(1)</sup> (voir fig. 4,112.122.1 B); mais alors on paie l'avantage de simplicité industrielle d'une perte notable en inertie de la section et non seulement on ne remédie pas à l'inconvénient de poids, mais la construction s'alourdit, encore. On préfère donc en général accepter une légère complication de forme de la semelle, pour bénéficier d'un bord tombé (dans le cas des tôles) ou d'une aile, ou saillie (dans le cas des profilés massifs), tout prêts à recevoir l'âme et faisant partie intégrante de la semelle. Étudions les diverses solutions pratiquement adoptées à cet égard.



- Amiot 350

Fig. 4,112.122.1 A.

#### 4,112.122.2 Semelles de forme. Ames doubles.

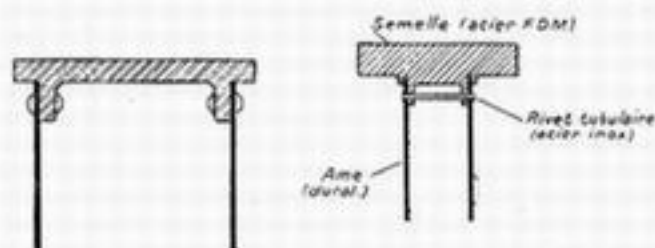
Examinons d'abord la question pour le cas des longerons caissons (âmes doubles).

Il semble très simple de constituer la semelle, soit avec un étiré à bords tombés, en forme d'U ou d'oméga, soit avec un profilé massif en forme de  $\pi$ , de manière à disposer d'une amorce pour chacune des âmes.

##### 4,112.122.2.1

Mais une difficulté se présente, comme dans toutes les structures fermées, pour l'accessibilité aux rivetages.

Si les âmes sont ajourées et permettent ainsi une accessibilité à l'intérieur du caisson, cette solution est facile en effet et conduit à l'utilisation optimale de la matière. C'est le cas par exemple du longeron de l'avion de chasse Dewoitine 500, dont la semelle est un profilé en forme de  $\pi$ <sup>(2)</sup> (v. fig. 4,112.122.2.1), et dont les âmes présentent des trous d'allègement destinés à accéder aux têtes intérieures des rivets.



Semelle D. 500

Semelle Morane 406

Fig. 4,112.122.2.1.

Le problème de l'accessibilité des rivetages est également résolu — ou, si l'on veut, ne se pose plus — dans le cas d'un longeron assez étroit pour que l'on

(1) Très analogue dans son principe est la solution de l'Avro « Lancaster », où la semelle est un étiré en forme d'U et non un « plat », mais cet U est basculé de 90° et fixé à l'âme unique par son fond, devenu vertical, au moyen d'une seule rangée de boulons.

(2) Comme d'ailleurs dans la plupart des longerons Dewoitine — voir plus loin cependant le cas différent du Dewoitine 520.

puisse river d'un seul coup, de part en part, les deux âmes : c'est la solution du Morane 406, dont les deux âmes sont rivées à la fois sur les semelles par des rivets en acier inoxydable qui traversent l'ensemble et sont tubulaires afin de permettre un guidage intérieur pendant leur pose, et d'éviter leur flambage dans l'espace vide au milieu du longeron.

La semelle (voir fig. 4,112.122.21) est un profilé massif de forme analogue à celui du Dewoitine, mais beaucoup plus petit car il est en acier spécial au nickel-chrome-molybdène à très haute résistance. Ce longeron est particulièrement hétérogène : il comporte quatre matériaux, puisqu'on rappelle qu'entre les âmes en duralumin, il y a un certain nombre de cales d'écartement en magnésium (v. ci-dessus en 4,112.112.2), et que les rivets tubulaires qui traversent l'ensemble et qui tiennent les âmes sont en acier inoxydable.

Les deux exemples que nous venons de citer concernent des profilés massifs. On pourrait trouver des exemples analogues avec des semelles en tôle pliée.

Ainsi, on peut citer l'exemple de l'ancien longeron Les Mureaux (v. fig. 4,112.112.2 A) dont les semelles étaient faites dans un étiré spécial permettant la fixation, de part et d'autre d'un emboutissage central, des deux tôles constituant l'âme.

4,112.122.22

Si l'on a affaire à un longeron-caisson à âmes pleines trop écartées pour être rivées simultanément, le problème se complique encore : on est obligé, pour pouvoir fermer le caisson, de reporter les rivetages à l'extérieur. A première vue la solution paraît simple, et l'on songe à retourner purement et simplement le profilé en U pour faire déborder ses ailes vers l'extérieur et non plus vers l'intérieur. Mais ce faisant, on perd beaucoup sur l'inertie de la semelle, et on alourdit la construction. C'est ainsi que l'on se trouve conduit, pour regagner dans la mesure du possible cette inertie perdue, à munir les semelles de renflements centraux ayant pour effet de reporter le plus possible, en dehors de la zone des bords tombés proprement dits servant au rivetage, la matière à l'extérieur.

On trouve l'application de ce principe dans certains profilés massifs obtenus à chaud : c'est le cas par exemple de la semelle de longeron de l'aile centrale du Lioré 45, qui a la forme d'une sorte d'oméga minuscule ou, si l'on veut, de « E » renversé (voir fig. 4,111.421.2 A), dont l'excroissance centrale sert au rognage progressif donnant l'égale résistance.

Mais ce principe a surtout inspiré de nombreuses semelles en profilé tirées de la tôle. C'est ainsi que dans plusieurs longerons Gourdou déjà anciens, les

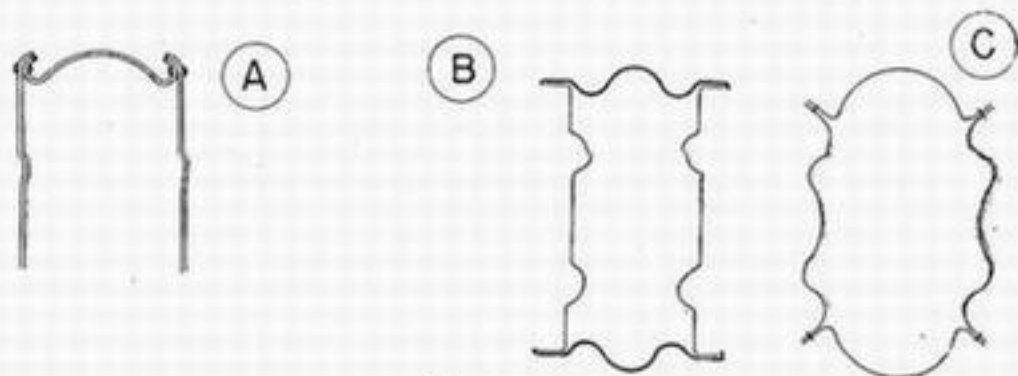


Fig. 4,112.122.22.

semelles étaient des étirés spéciaux ayant la forme d'un  $\omega$  très aplati, ou d'un U dont la partie centrale serait cambrée.

La figure 4,112.122.22 A donne une des premières versions de ce profilé, qui



a été utilisé sous une forme légèrement différente dans le prototype Gourdou 521, monoplan haubané dont les longerons étaient de construction hétérogène : ces semelles étaient en acier, et les âmes en tôles ondulées de duralumin.

L'emploi d'étrés spéciaux de ce genre a été très répandu à une certaine époque en Angleterre, et il a été fait des longerons de ce type en acier, les semelles (et d'ailleurs aussi les âmes, quoique l'intérêt en soit alors très contestable, comme nous l'avons vu, en 4.112.121.1) étant prises dans des étrés spéciaux d'acier à haute résistance. Boulton & Paul, Short, Westland, Handley Page, Armstrong, Bristol, Blackburn, etc..., ont fait des longerons répondant à ces deux principes : d'une part galber la tôle le plus possible pour la raidir, et d'autre part reporter les inerties à l'extérieur. Deux exemples sont donnés par la figure 4.112.122.22 (B et C).

### 112.122.3 Semelles de forme. Ame en treillis.

Le cas des longerons dont les âmes sont en treillis ressemble à celui des longerons à âmes doubles; il est souvent plus simple, l'accessibilité aux rivetages des semelles étant facilitée par les larges ouvertures du treillis, à condition toutefois que les barres de ce treillis soient constituées par des profilés ouverts

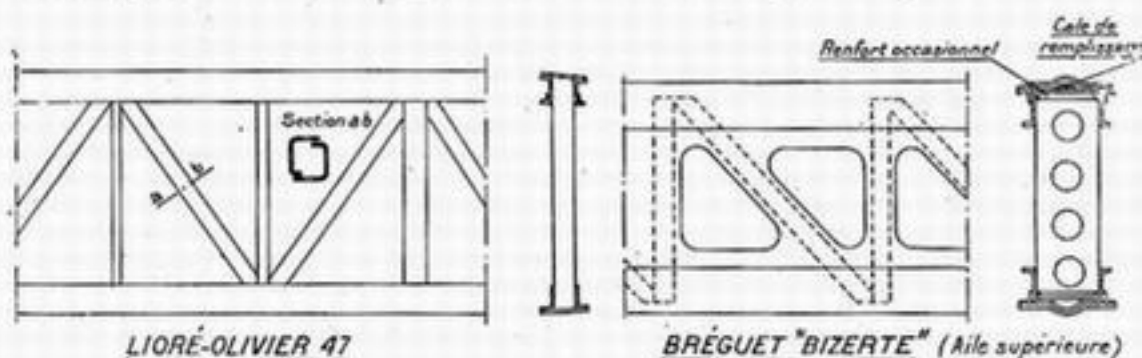


Fig. 4.112.122.3.

et non par des profilés fermés (tubes) — ou dans ce dernier cas, qu'une face au moins du tube soit ajourée pour accéder aux rivetages.

Ainsi sont réalisés les longerons des hydravions Lioré & Olivier 47 monoplan quadrimoteur (structure bilongeron avec caisson interlongeron) et Bréguet « Bizerte » sesquiplan trimoteur (aile supérieure) (v. fig. 4.112.122.3).

### 112.122.4 Semelles de forme. Ame simple.

112.122.41 Lorsqu'on a affaire à un longeron à âme unique, diverses dispositions peuvent être adoptées pour préparer la fixation de la semelle à l'âme.

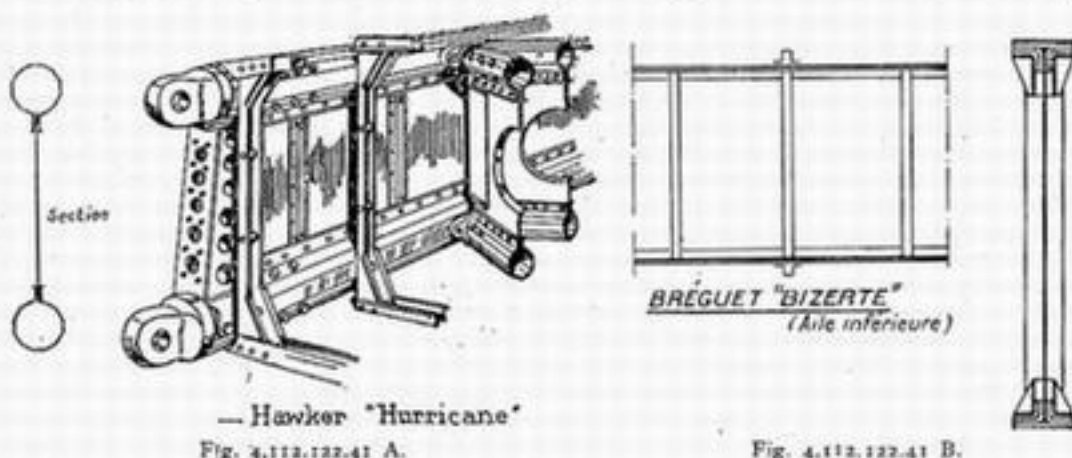
Lorsque les semelles sont tirées de la tôle, on peut chercher à les réaliser d'une seule pièce en employant des profilés à bord tombé affectant un contour de forme variable qui se referme sur l'âme. C'est ainsi par exemple que les semelles de longerons du Hawker « Hurricane » ont une section en I avec des semelles affectant la forme de tubes polygonaux d'acier inoxydable (voir fig. 4.112.122.41 A), mais le polygone en question n'est pas réellement fermé : il est ouvert pour permettre de le fabriquer aisément, à partir de la tôle, et surtout de le river sur l'âme. Ce mode de structure se prête facilement à l'exécution des embouts : il n'y a qu'à introduire dans le tube au voisinage du point d'attache un embout qui permet les fixations.

Les étrés constituant les semelles peuvent revêtir toutes sortes de formes



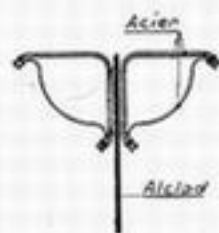
spéciales que nous ne pouvons prétendre passer toutes en revue. On peut citer encore l'exemple du Bréguet 19 entièrement en duralumin, du Bréguet 27 entièrement en acier 34, etc...

Les semelles tirées de la tôle pour longerons à âme unique peuvent aussi être composées de plusieurs étirés et affecter par exemple la forme de deux cornières,



dont les ailes sont elles-mêmes plus ou moins embouties pour augmenter leur rigidité.

Un exemple simple est donné par le longeron d'aile inférieure du Bréguet « Bizerte » (v. fig. 4.112.122.41 B).



Bristol "Blenheim"  
Fig. 4.112.122.41 C.

Le longeron du Potez 540 était un longeron hétérogène avec des semelles en cornières d'acier spécial dont les ailes horizontales étaient ondulées et découpées en forme d'égale résistance par rognage en biseau (d'où, par le fait des ondulations, une allure générale en escalier), et des âmes en tôles pleines en duralumin avec raidisseurs en cornières.

Un cas intermédiaire en quelque sorte entre les profilés refermés et les cornières, est donné par le Bristol Blenheim dont les semelles en acier comportent un certain nombre de cornières à bords légèrement roulés, donnant avec l'âme en duralumin un schéma général en double T, et des quarts de cercle, toujours en acier, venant remplir les angles de ce double T et constituer ainsi une sorte d'élément de tube (v. fig. 4.111.122.41 C).

Lorsque les semelles sont constituées par un profilé massif, plusieurs solutions sont également possibles.

Si l'on désire conserver un longeron symétrique (en gros) par rapport au plan de son âme, on peut diviser la semelle en deux et adopter alors deux cornières, ou la faire d'une seule pièce et lui donner la forme d'un profilé en T.

Le premier cas est celui du Messerschmitt 109 par exemple, dont chaque semelle est constituée par deux cornières, situées de part et d'autre de l'âme, et usinées aux dimensions d'égale résistance, par rognage progressif,

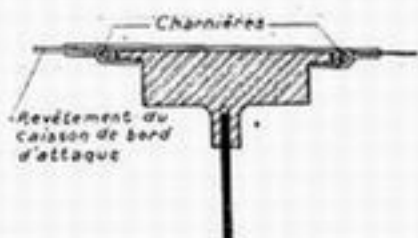


surtout de leurs ailes horizontales, l'aile verticale devant conserver un minimum de hauteur pour être rivée convenablement. Il arrive un endroit de l'envergure où l'inertie des deux cornières, même ainsi réduites, devient surabondante, et l'une des deux disparaît d'une façon très progressive, la transition étant assurée par un bord tombé de l'âme qui sur une certaine longueur se rabat en coiffant ce qu'il en reste.

Le second cas comporte des exemples très nombreux. Nous citerons en particulier l'Amiot 351-354 de série (v. fig. 4,112.122.1 A) dont les semelles sont constituées par un profilé en T, dont la barre verticale est fendue pour y insérer l'âme. La semelle de longeron du Dewoitine 520 est réalisée selon le même principe (v. fig. 4,112.122.42 B).

Dans le Douglas DB. 7, également monolongeron, la semelle est prise aussi dans un profilé en T, mais l'âme n'est pas insérée dans une fente, elle est simplement rivée sur l'aile verticale du T. Le longeron du Farman 223 est d'une réalisation analogue, ainsi que ceux de l'hydravion hexamoteur Potez-SNCAN 161 (v. ci-après 4,112.122.43), et les longerons d'aile *centrale* du Heinkel 111 (v. fig. 4,112.111.2).

Cette solution est réalisable aussi avec une semelle d'acier : ainsi le longeron central principal de l'aile trilingeron du Bréguet 500 est une réalisation hétérogène en double T, ayant pour semelle un profilé d'acier, comme l'indique la figure donnée plus loin en 4,112.422.



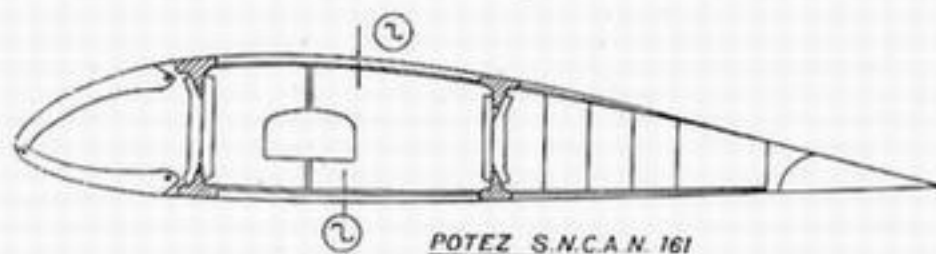
Semelle D 520

Fig. 4,112.122.42 B.

4,112.122.43

Si l'on ne tient pas essentiellement à ce que le longeron reste symétrique, mais qu'on préfère surtout avoir une semelle en une seule pièce, ce qui, à certains égards, procure des facilités de fabrication, on est souvent conduit à choisir comme profilés de semelles des cornières épaisses filées à la presse. Ce genre de semelle est particulièrement facile à mettre « à l'angle » que fait le profil d'aile avec l'âme du longeron, et qui peut différer notablement d'un angle droit lorsque le longeron est relativement éloigné du point d'épaisseur maximum. C'est pourquoi ces semelles de longeron en cornière sont une solution qu'on rencontre fréquemment dans les bilongérons à caisson interlongeron (notamment la majorité des avions Bloch, le Potez 63, etc...).

Signalons cependant une solution encore plus élégante adoptée dans l'hydravion hexamoteur Potez-SNCAN 161 pour éviter d'avoir à créer des filières



POTÉZ S.N.C.A.N. 161

Fig. 4,112.122.43.

de forme ou à cambrer un profilé initialement symétrique : l'aile verticale du T est réalisée en forme de coin, avec un dièdre sensible, qui permet déjà par simple retournement d'assurer une « mise à l'angle » moyenne pour deux valeurs symétriques : il ne reste plus qu'à donner l'appoint en dressant exactement à l'angle désiré la face sur laquelle viendra s'appuyer l'âme (v. fig. 4,112.122.43).

4,112.122.5 *Semelles en tubes.*

Nous n'avons parlé jusqu'ici que des semelles de longerons en profilés tirés de la tôle, ou en profilés massifs élaborés à chaud : il est juste de mentionner l'existence de quelques semelles de longerons en tubes. L'avantage de cette solution est que le tube confère au longeron ce qu'il faut d'inertie latérale et torsionnelle pour répondre aux exigences minima énoncées plus haut en 4,112.101 (in fine). Toutefois ce n'est pas la solution optimale, car ces inerties secondaires sont obtenues en partie aux dépens de l'inertie principale dans le plan vertical, puisque la matière n'est pas reportée au maximum vers la périphérie.

On peut citer comme exemple le bimoteur anglais Vickers-Amstrongs « Wellington », de construction géodésique (v. en 4,111.53), dont le longeron central possède des semelles formées chacune de deux tubes jumelés, d'ailleurs usinés à épaisseur décroissante.

On voit aisément qu'il n'y a pas de discontinuité de principe entre ce genre de semelles et les profilés fermés sur eux-mêmes, dont il a été question plus haut en 4,112.122.41. La figure 4,112.113.1 donne également en B un exemple de semelles en tubes enrobés dans des profilés à bords tombés.

## 4,112.2 ENTRETOISES.

## 4,112.21

Les traverses ou entretoises sont les montants de la poutre horizontale des ailes bilongérons entoilées, dont les longerons sont les semelles.

La position et le nombre des entretoises peuvent être quelconques. Toutefois il est de règle de placer toujours une entretoise à l'aplomb des mâts ou contrefiches dans les constructions haubanées, ainsi qu'aux points où se trouvent éventuellement localisés des efforts de traînée.

## 4,112.22

S'il n'y avait pas d'autres efforts à prendre que des compressions pures (entretoises articulées aux deux extrémités), les tubes ronds seraient tout indiqués pour faire des entretoises, car ils ont le même moment d'inertie dans toutes les directions.

C'était la conception qui prévalait autrefois, et on a employé suivant les cas des tubes d'acier ou de duralumin. Il y a alors avantage à choisir des tubes minces de grand diamètre qui, pour une même section et un même poids, ont un plus grand moment d'inertie que des tubes épais et de petit diamètre. Les tubes métalliques ont été très employés même dans des poutres d'aile qui avaient leurs longerons en bois.

## 4,112.23

Mais nous avons vu en 4,111.112 qu'il est indispensable, pour assurer une bonne rigidité de l'aile en torsion, de solidariser les deux longerons, et que l'un des moyens d'y arriver consiste à encastrier sérieusement à leurs deux extrémités des entretoises capables de travailler convenablement en flexion. Les entretoises peuvent donc, dans ce but, être faites soit en caisson, soit en treillis, comme les barres des poutres de Warren qui relient les longerons avant et arrière dans les ailes bilongérons des avions de chasse Hawker « Hurricane » et Renard R 36 (réf. 4,111.113). On se rappelle que la structure donnée à ces entretoises, qui à la vérité remplacent à la fois les entretoises et les haubans en croix des anciennes structures bilongérons, est extrêmement robuste et tout à fait analogue à celle des longerons d'aile proprement dits, comme le montre la figure 4,112.122.41 A.

On arrive ainsi par continuité à des constructions comme celle du Morane 406 (v. ci-dessus en 4,111.212) dans lesquelles les éléments obliques ne méritent

plus le nom d'entretoises, puisqu'il n'y a pratiquement plus qu'un seul longeron, et deviennent plutôt des nervures.

D'une manière générale, le rôle d'entretoise peut parfaitement bien être rempli par une nervure convenablement renforcée à cet effet. Il est bien évident qu'il y a généralement intérêt à opérer de la sorte : la nervure servant alors à deux fins, on obtient une économie de poids. C'est la raison pour laquelle les nervures ne sont pas toujours perpendiculaires aux longerons, ou aux âmes des constructions en caisson pur, mais parfois obliques comme sur les Bloch 152 et 174-175 où elles dessinent à l'intérieur du caisson interlongeron un schéma en poutre de Warren d'un tracé analogue à celui du « Hurricane », quoique d'une robustesse beaucoup moindre.

### 4,112.3 NERVURES.

Les nervures servent à donner à l'aile le profil désiré. Elles supportent le revêtement et transmettent les efforts locaux jusqu'aux longerons : pour emprunter une image au langage des transports, elles servent de lignes d'apport secondaires drainant les efforts jusqu'au réseau principal représenté par les longerons; ce rôle devient plus accessoire dans les structures en caisson pur. Enfin, selon leur rigidité propre et la qualité de leur encastrement sur les longerons, elles contribuent plus ou moins à la répartition de la torsion, en assurant l'indéformabilité des angles. Indispensables sur les avions utilisant la toile comme revêtement, elles peuvent être très simplifiées, comme nous le verrons plus loin, sur les avions à revêtement travaillant.

Les nervures sont fixées aux longerons d'ailes et peuvent être considérées comme des poutres reposant sur des appuis qui sont les longerons, et supportant des charges verticales réparties, dont le centre de gravité correspond au centre de poussée du profil pour l'angle de vol considéré. Le diagramme figuratif de ces charges varie beaucoup avec l'angle d'attaque. On admet que la répartition est triangulaire ou bi-triangulaire suivant les cas, le centre de gravité de la charge étant à l'endroit où se trouve le centre de poussée de l'aile pour le cas d'incidence

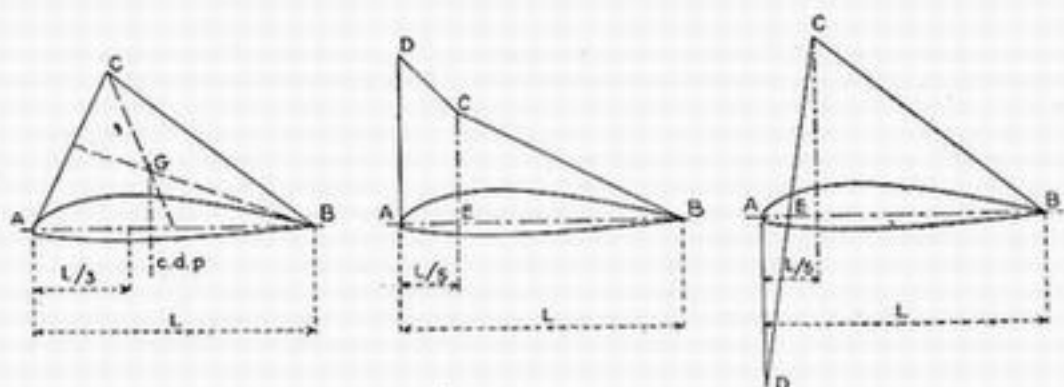


Fig. 4,112.30.

considéré, et qu'on peut établir le diagramme de charge avec deux droites qui se coupent sur une ligne située à  $L/5$  (v. fig. 4,112.30).

Les nervures travaillent donc à la flexion et à l'effort tranchant dans le plan vertical. Aussi sont-elles constituées par deux semelles ou chapeaux chargés d'encaisser la traction ou la compression résultant du moment fléchissant, réunies par une âme destinée à résister aux efforts tranchants.



D'autre part, dans tous les cas, mais surtout lorsqu'elles servent en même temps d'entretoises, les nervures sont également comprimées entre leurs appuis sur longerons, sous l'action des efforts de traînée. Dans les constructions entoilées, elles ont donc tendance à flamber transversalement, et cela d'autant plus qu'elles sont plus longues. Pour y remédier on cherche à renforcer leur inertie transversale; en outre, on les solidarise toutes entre elles dans le sens de l'envergure de l'aile (ruban Jaconas, cordes à piano, etc...). Dans les constructions métalliques ce résultat est atteint automatiquement par leur liaison au revêtement.

Comme toutes les poutres travaillant à la flexion, les nervures peuvent être conçues en treillis ou à âme pleine.

#### 4,112.31 Cas des bilongérons entoilés.

Nous traiterons d'abord le cas des nervures employées avec un revêtement entoilé ou un revêtement métallique très mince ne travaillant pas, ce qui revient au même. Les nervures, lorsqu'elles sont métalliques, sont alors généralement construites en treillis.

##### 4,112.311

On a fait des nervures en acier soudé. Il s'agit alors :

- soit de nervures en tubes, comportant deux semelles en tubes minces reliées entre elles par un treillis, en tubes également, le tout soudé à l'autogène,
- soit de nervures en acier inoxydable soudées par points électriquement, dont le schéma général est le même (treillis) mais les sections au lieu d'être en tube rond, sont en forme d'U : les barres du treillis viennent s'emboîter les unes dans les autres à leurs extrémités et sont soudées par points.

Pour conserver une rigidité locale suffisante dans la construction en acier soudé à l'autogène on est conduit à des poids excessifs (nous avons vu d'ailleurs que l'acier est peu indiqué pour les petites dimensions). Cette construction est cependant encore quelquefois employée pour la fabrication des nervures d'empennages entoilés (parties fixes); dans ce cas les nervures sont très simplifiées et le treillis réduit au strict minimum.

##### 4,112.312

Mais le métal le plus employé dans la construction de ce genre de nervures est le duralumin.

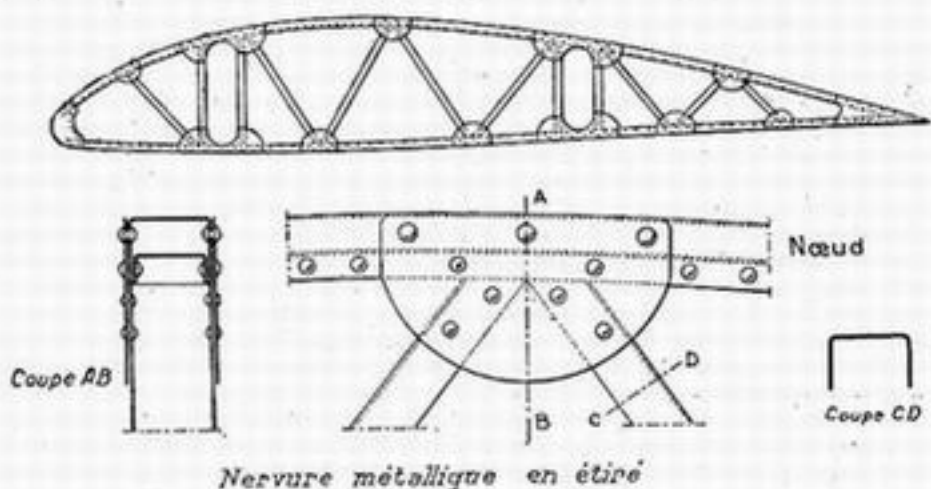
Dans les nervures en tubes, de petits goussets en duralumin embouti entourent exactement la semelle et les barres en treillis (v. fig. 4,112.312). Des rivets extérieurs maintiennent parfois le treillis par simple serrage. Souvent aussi, à la traversée des tubes on mettra un ou deux rivets tubulaires pour solidariser le gousset et les tubes.

On préfère souvent employer pour les semelles des profilés en U (au besoin deux U à ailes inégales emboîtés et rivés l'un dans l'autre pour former une sorte de caisson) dont l'assemblage avec les barres du treillis est beaucoup plus facile.

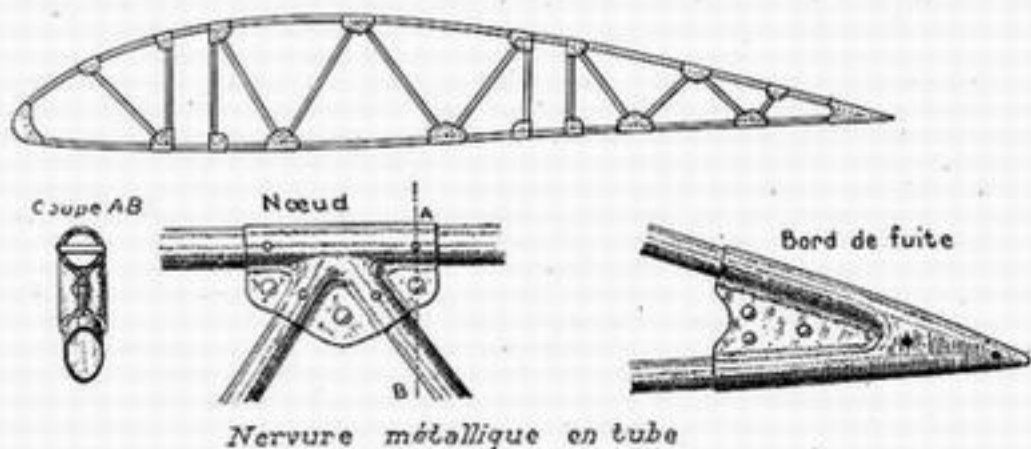
Les barres du treillis peuvent, dans ce cas, être faites en tubes aplatis à leurs extrémités et rivés sur la semelle de l'U, ou mieux encore être réalisées elles-mêmes en U qui viennent s'emboîter à l'intérieur des semelles et sont rivées soit au fond, soit aux ailes latérales de l'U formant le chapeau de la nervure — avec ou sans gousset plat venant recouvrir l'ensemble de l'assemblage pour le consolider et assurer l'indéformabilité des angles (v. fig. 4,112.312).

Enfin d'autres constructeurs adoptent pour les semelles ou pour les barres du treillis des tôles découpées et gaufrées ou des tôles roulées de façon à constituer un profilé de forme quelconque. Nous ne nous étendrons plus ici sur les diverses

formes possibles : on s'inspirera utilement de ce qui a déjà été vu en 4,112.1 à propos des semelles et âmes de longerons.



*Nervure métallique en étiré*



*Nervure métallique en tube*

Fig. 4,112.312.

4,112.313

Les nervures des bilongérons entoilés sont souvent simplement enfilées sur les longerons. Toutefois une solidarisation meilleure est préférable pour contribuer à la rigidité de l'aile en torsion, comme nous l'avons dit plus haut. On la réalise souvent par rivetage sur le longeron de languettes qui sont des bords tombés de l'âme ou de la semelle, ou encore par des goussets rapportés.

À l'avant, toutes les nervures sont reliées entre elles, en général par un tube qui constitue le bord d'attaque. Cette région de l'aile doit être bien rigide, autant pour avoir une bonne pénétration dans l'air qu'en raison de la manœuvre au sol de l'avion. Aussi le bord d'attaque est-il muni d'un revêtement rigide soit en tôle de duralumin, soit en contreplaqué. Ce revêtement doit en principe, au moins pour l'extrados de l'aile, aller jusqu'au longeron avant. En raison de leur écartement, les nervures courantes ne sont souvent pas suffisantes pour soutenir ce revêtement : on intercale alors, entre deux nervures normales, une ou deux fausses nervures.

Sur les avions légers entoilés qui ne comportent pas d'hypersustentateurs, le bord de fuite en dehors de la région des ailerons peut être matérialisé par un tube aplati, une tôle étroite mais assez épaisse, ou plus souvent par une corde à piano. Avec les revêtements métalliques, ces éléments de liaison sont supprimés.

4,112.32 Cas des revêtements travaillants.

Dès qu'on a affaire à un revêtement métallique travaillant, celui-ci pourrait suffire en général, *en ce qui concerne la flexion verticale de la nervure*, à remplir le rôle des semelles ou chapeaux, et pourrait donc être relié directement à l'âme. Cependant, surtout dans les caissons interlongerons, on laisse subsister des semelles relativement importantes, par exemple sous forme de cornières de renfort à la jonction du revêtement et de l'âme. Elles ont pour but de tenir la compression résultant du travail de la tôle de revêtement en diagonale tendue entre les longerons.

Ces semelles, même si elles ne sont plus indispensables à la nervure *en tant que nervure*, lui restent nécessaires *en tant qu'entretoise*, pour tenir l'écartement entre les longerons, en même temps qu'elles sont nécessaires comme raidisseurs transversaux de la tôle de revêtement.

4,112.321 Nervures à âmes pleines.

Les âmes de nervures sont souvent des tôles pleines, réalisées en autant de morceaux qu'il faut pour le passage des longerons principaux ou secondaires, sur les âmes desquels elles se fixent par des bords tombés.

4,112.321.1 Cette tôle est généralement ajourée par des trous d'allégement; elle doit également être raidie contre les plissements locaux. Ce résultat est souvent atteint en tombant les bords des trous d'allégement, judicieusement disposés à cet effet et disposant dans les parties conservées pleines un gaufrage adéquat.

Toutes ces opérations : gaufrages, débouchage de trous d'allégement, réalisation de bords tombés, sont très simples à exécuter industriellement à la presse. Aussi les nervures figurent-elles parmi les pièces élémentaires des avions modernes qui, moyennant une étude convenablement orientée dans ce sens, sont le plus susceptibles d'une fabrication particulièrement économique et simple en grande série, comme nous le verrons en 5,231.3.

De plus, on fixe parfois sur les nervures à âmes pleines, surtout sur les nervures renforcées, des raidisseurs en profilés ( $\Omega$  ou cornières) verticaux ou obliques, dessinant par-dessus la tôle le schéma général d'un treillis.

4,112.321.2 Les nervures qui doivent être particulièrement renforcées, notamment les nervures d'emplanture qui doivent servir de bordure à l'aile démontée, celles qui bordent un trou (escamotage d'atterrisseur) ou une discontinuité quelconque de la voilure, sont souvent traitées en caisson, c'est-à-dire qu'une deuxième âme pleine est surajoutée, enfermant les raidisseurs comme un treillis interne entre les deux âmes.

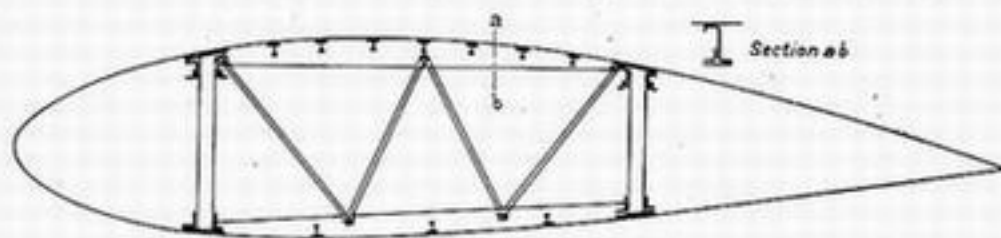
4,112.322 Nervures en treillis.

Pour peu que les trous d'allégement s'étendent progressivement à tous les espaces vides du treillis, on passe progressivement et par continuité aux âmes en treillis pur, qui sont très fréquentes aussi dans les constructions à revêtement travaillant.

Ainsi la figure 4,112.322 donne le schéma de la partie centrale de nervures de l'hydravion quadrimoteur Lioré & Olivier 47, dont la structure est bilongeron avec caisson interlongeron. Il en est de même pour d'autres types de construction : ainsi le Glenn Martin 167 (v. fig. 4,111.63) qui constitue une étape intermédiaire entre le bilongeron et le caisson pur, possède des nervures en treillis de profilés en U,

réalisées d'ailleurs d'une façon très sommaire; sur le Farman 223 monolongeron on trouve des âmes de nervures en treillis de tubes carrés, ainsi que sur l'hydravion transatlantique hexamoteur SE 200 (v. fig. 4,111.43) dont la structure est un caisson pur.

Nous n'insisterons pas davantage sur les modes de réalisation de ces treillis,



LIORE-OLIVIER 47

Fig. 4.112.322.

qui s'apparentent étroitement à ceux que nous avons déjà étudiés à propos des longerons (v. ci-dessus en 4,112.113).

#### 4,112.323 Nervures spéciales.

Lorsqu'on désire par exemple installer dans une aile un réservoir de grandes dimensions qui doit être facilement amovible, les nervures se réduisent à des sortes de « ponts » répartissant, par-dessus le réservoir, les efforts entre les longerons éventuels ou entre les âmes, en intéressant au moins le revêtement supérieur; le revêtement inférieur est, en outre, généralement fixé par des vis de manière à pouvoir encaisser certains efforts tout en restant démontable.

Des nervures-ponts du même genre, souvent réduites à un fort profilé courbé à la forme du profil, sont souvent utilisées dans les constructions en caisson, pour des raisons de facilité de fabrication, surtout lorsqu'on envisage la construction en demi-coquilles: nous avons vu que tel était le cas du Bréguet 691-693 et de l'aile extrême du Liore 45. Sur Focke-Wulf 190, les sortes de consoles qui remplacent les nervures répondent au même but (v. fig. 4, 111. 421.4).

Même sans qu'il s'agisse de demi-coquilles proprement dites, une disposition de ce genre peut faciliter considérablement la préparation et la pose du revêtement par panneaux (exemple: Junkers 88). Il arrive d'ailleurs que, pour accroître la

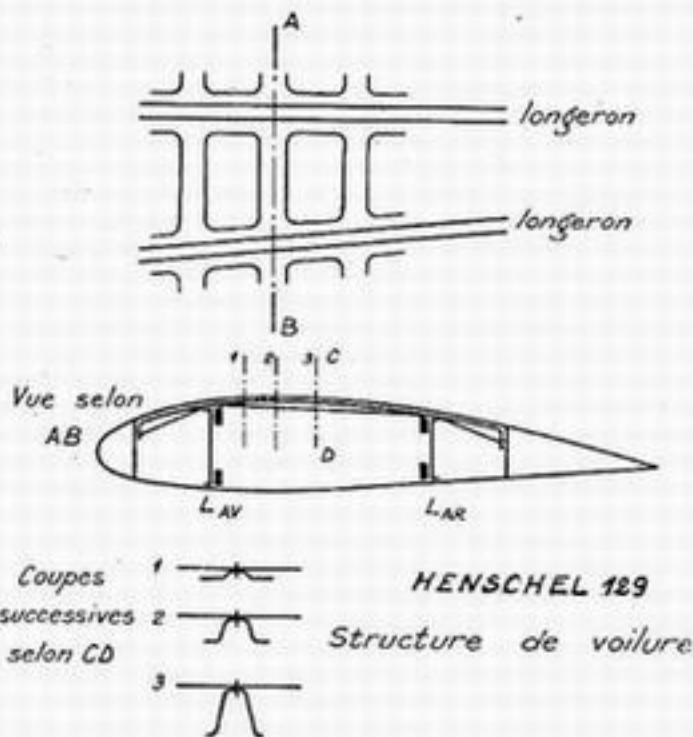


Fig. 4.112.323.



commodité industrielle de fabrication, on réunit un ensemble de ponts de ce genre en une sorte de grille unique, emboutie d'un seul coup, de telle façon que ses barres transversales entre longerons reçoivent une forte nervuration en creux, destinée à leur donner de la rigidité, cependant que leur contour extérieur est mis à la forme du profil. C'est le cas du Henschel 129, bilongeron, à caisson interlongeron (v. fig. 4,112.323). On ne peut plus ici parler véritablement de nervures, mais seulement de raidisseurs transversaux du revêtement destinés à donner le profil de l'aile et à reporter les efforts aérodynamiques sur les longerons.

#### 4,112.4 REVÊTEMENTS

##### 4,112.41 Entoilage.

##### 4,112.411 Nature et disposition.

La seule toile autorisée actuellement en France pour les avions<sup>(1)</sup> est la toile de lin, dont il existe trois qualités normalisées appelées toile de moyenne résistance, haute résistance, très haute résistance, qui ont les caractéristiques suivantes :

	Poids au m <sup>2</sup> après dessiccation	Résistance au m. courant
Moyenne résistance .....	140 gr	2.000 kg
Haute — .....	190 —	3.000 —
Très haute — .....	270 —	4.000 —

C'est la toile à très haute résistance qu'on emploie sur les avions acrobatiques.

La position de la toile par rapport aux nervures a une certaine importance. Les toiles gardent une déformation permanente quand elles sont soumises à un effort même faible. Les allongements ne sont donc pas élastiques et sont toujours plus grands en chaîne qu'en trame. Il en résulte que le profil se déforme rapidement sous les actions de l'air et que le flottement de la toile et la déformation permanente du profil seront moins accentués si le sens de la toile qui a le plus faible allongement, c'est-à-dire la trame, est disposé perpendiculairement au profil, donc aux nervures. Cependant, la principale mesure destinée à éviter le flottement de la toile reste un enduisage sérieux donnant après séchage une bonne tension générale.

Certains constructeurs préconisent une disposition telle que chaîne et trame soient inclinées de 45° sur les nervures. Cette disposition n'est pas sans présenter certaines analogies avec celle du réseau de profilés de revêtement dans la construction géodésique — ou avec le plissement des tôles dans le travail en diagonale tendue. Il ne faut évidemment pas s'imaginer qu'on cherche à faire d'un entoilage un revêtement travaillant, mais seulement qu'en disposant les fils dans le sens des contraintes qu'on obtiendrait si l'entoilage travaillait, on limite ses déformations. De plus, avec cette disposition, les déchirures éventuelles de la toile ont moins de tendance à s'agrandir et à se propager, parce qu'un même fil traverse plusieurs nervures sur chacune desquelles il est fixé.

##### 4,112.412 Fixation de la toile.

Autrefois la toile était fixée par clouage sur le bec avant et sur les chapeaux des nervures. Ce procédé ne présentait absolument aucune sécurité et a été

(1) Nous verrons en 12,122.3 que pour les planeurs de vol à voile on utilise la toile de coton ou de soie — voire même le papier.

abandonné à la suite de graves accidents. Nous verrons en 12,123.3 que sur les planeurs de vol sans moteur, l'entoilage est encore parfois collé, ce qui peut suffire en raison des faibles vitesses atteintes par ces engins, et de leur très faible charge au mètre carré.

#### 4,112.412.1 Lardage et couture.

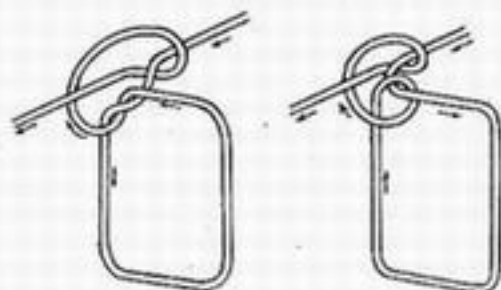
Pour les avions on procède des différentes façons suivantes :

Quand l'épaisseur de l'aile n'est pas trop forte, le procédé de fixation employé est le lardage, c'est-à-dire la couture de l'intrados et de l'extrados à la fois par un fil traversant toute la voilure.

Avant la pose de la toile on place, comme il a déjà été dit, entre le bord d'attaque et le longeron avant, au moins à la partie supérieure de l'aile, un renforcement en contre-plaqué ou en tôle de duralumin, suivant le cas. La toile, posée sur le revêtement rigide du bord d'attaque, dont nous avons parlé en 4,112.313, et renforcée à cet endroit par une bande de toile de 20 à 30 cm de largeur, est solidement fixée aux nervures au moyen d'un fil de lardage en lin (1) qui entoure complètement la nervure et qui est arrêté par un nœud à chaque ligature. Ce nœud doit se trouver dans l'axe de la semelle de la nervure. Il doit être indesserrable de manière à éviter le désentoilage complet d'une nervure sous les efforts aérodynamiques en cas de rupture du fil de lardage en un seul point. Des accidents graves ont eu lieu (désentoilage en vol) en l'absence de cette précaution. La figure 4,112.412.1 donne le croquis d'un nœud correct, c'est-à-dire indesserrable, et d'un nœud incorrect souvent rencontré, et pris à titre d'exemple.

Pour éviter que le fil ne coupe la toile sous l'action de la dépression il est indispensable d'interposer entre la toile et le fil de lardage une tresse de renforcement collée à la toile sur toute la largeur du chapeau de la nervure. Après lardage on colle une deuxième tresse ou une bande crantée recouvrant le fil et destinée à le protéger de toute usure. Le frottement du fil contre la nervure pourrait amener la rupture. Aussi faut-il, avant de poser la toile, recouvrir le chapeau de la nervure par un marouflage ou une gaine de toile enveloppant complètement celui-ci. Il faut aussi avoir soin que le fil dans son passage à l'intérieur de l'aile ne puisse pas frotter contre les barres du treillis de la nervure, ce qui pourrait le couper.

Quand l'épaisseur de l'aile dépasse 30 à 40 cm, la fixation de la toile par lardage devient difficile. On se contente de la coudre sur le marouflage recouvrant le chapeau de la nervure.



Nœud indesserrable Mauvais nœud  
Fig. 4,112.412.1.

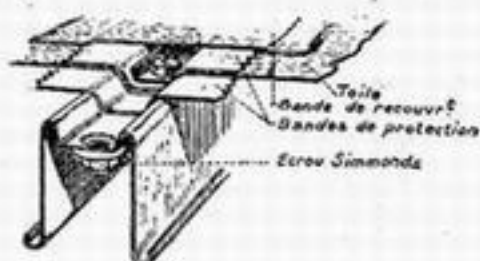
#### 4,112.412.2 Fixation mécanique.

Deux systèmes de fixation de toile sans aucune couture sont employés en Angleterre : le système Vickers, utilisé sur les avions à construction géodésique, et le système Hawker, utilisé sur le « Hurricane ».

4,112.412.21 Dans la fixation du « Hurricane » (v. fig. 4,112.412.21), la lisse métallique, support d'entoilage, est creusée d'une rainure longitudinale. La toile est posée

(1) Résistance à la rupture : 15 k au moins.

dessus et d'abord simplement ajustée autour de la voilure sans tension particulière. Pour la fixer et la tendre à la fois on fait entrer dans la gorge un profilé métallique en U, au moyen de vis et d'écrous indesserrables Simmonds. Bien entendu, deux bandes de tissu viennent protéger chaque face de la toile contre le frottement direct du métal. Une bande collée ferme le tout.



Entoilage Hawker "Hurricane"

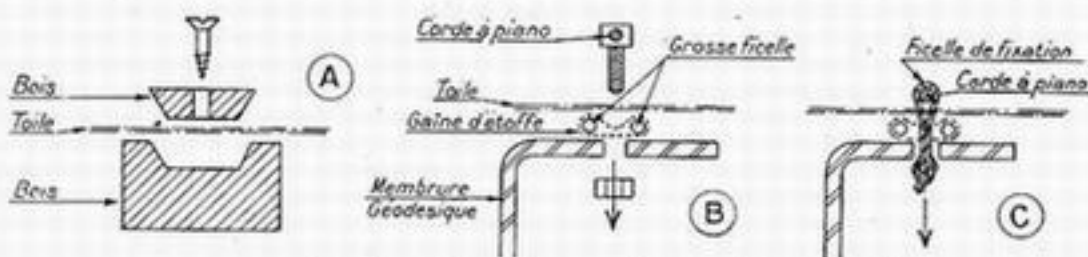
Fig. 4.112.412.21.

4.112.412.22

Chez Vickers (v. fig. 4.112.412.22 A), la fixation du revêtement de fuselage, qui se fait non pas sur les éléments géodésiques métalliques, mais sur des lisses longitudinales en bois courant tout le long du fuselage, est exactement une transposition en construction bois du procédé Hawker qui vient d'être décrit.

Dans les voilures, où le support du revêtement est la construction géodésique elle-même, la toile est à fixer sur des éléments qui ne sont ni parallèles ni perpendiculaires à l'envergure mais à peu près à  $45^\circ$ , ce qui, comme nous l'avons vu en 4.112.411, correspond justement à une position optimale pour éviter la propagation des déchirures.

La fixation et la tension de la toile se font d'après le même principe que sur le Hawker Hurricane, en enfonçant la toile dans une rainure de fixation. Mais



Fixation de l'entoilage sur Vickers "Wellington"

Fig. 4.112.412.22.

ici, au lieu de creuser cette rainure dans la paroi du profilé géodésique lui-même (ce qui ne serait pas sans compliquer son cintrage), on se borne (v. fig. 4.112.412.22 B et C) à poser sur sa face externe une bande constituée par une gaine d'étoffe qui enserre deux grosses ficelles chargées de faire épaisseur et de laisser entre elles une sorte de rainure en creux (leur écartement est maintenu par une double piqûre dans le fond de la gorge). Une corde à piano courant tout le long de celle-ci est tirée vers le fond de place en place — soit par l'intermédiaire de petits boulons dont elle traverse la tête ronde, et dont l'autre extrémité est tirée à travers le profilé par un écrou (v. fig. 4.112.412.22 B) — soit (selon les endroits et les efforts subis par l'entoilage) <sup>(1)</sup> par une ficelle de fixation courant sous la face de la membrure et passant une boucle en forme de nœud coulant à chaque trou de fixation (v. fig. 4.112.412.22 C); pour éviter un désentoilage trop étendu en cas de rupture de la ficelle (puisque les nœuds coulants ne sont pas indesserrables) ces ficelles n'ont que la longueur d'une maille du quadrillage géodésique. Bien entendu,

(1) En fait, sur le Wellington, la fixation par vis et écrous se fait sur le bord d'attaque de voilure, jusqu'au longeron Av.; la fixation par ficelle sur l'aile en arrière du longeron Av., et sur les empennages en totalité.



une bande crantée collée par-dessus vient rétablir la continuité aérodynamique et assurer en même temps la sécurité du système.

La principale différence avec le système Hawker est qu'ici c'est l'écrou intérieur qu'on tourne, et non pas la tête de vis, accessible de l'extérieur. Le procédé Hawker est donc mieux susceptible de généralisation pour tous les cas où l'on ne peut travailler aisément sur la face interne du revêtement.

Avec de tels procédés, l'opération d'entoilage devient une opération principalement mécanique. Alors que les ateliers de lardage d'autrefois ressemblaient à des ateliers de couture, chez Vickers par exemple l'atelier d'entoilage est un atelier mécanique, abondamment équipé notamment en petites « chignoles » électriques portatives pour visser très rapidement tous ces écrous.

#### 1,112.42 Revêtements métalliques.

##### 1,112.420 Tôle de revêtement.

##### 4,112.420.1 Matière.

Les revêtements sont souvent faits en védal (ou alclad) de préférence au duralumin, tant pour obtenir une meilleure tenue à la corrosion, nécessaire pour des éléments aussi exposés aux intempéries, que pour des raisons d'aspect extérieur, ces matériaux étant plus brillants et prenant mieux le poli.

Le cas des revêtements en alliages ultra-légers à base de magnésium n'est pas foncièrement différent, au point de vue des solutions constructives, de celui des revêtements en alliages légers à base d'aluminium — sauf les points déjà signalés en 4,103.22 et notamment la nécessité impérieuse d'une protection particulièrement efficace (généralement à chaud) contre la corrosion; et l'emploi d'épaisseurs plus fortes. Il arrive souvent aussi qu'en raison des facilités de souder que présentent ces alliages, on évite des recouvrements de bandes voisines en les soudant bord à bord, l'ensemble étant fixé sur la structure comme une seule tôle de plus grandes dimensions. Le « fini » aérodynamique de la surface extérieure ne peut qu'y gagner.

##### 4,112.420.2 Pose.

Sauf aux extrémités d'ailes, où il doit être plus ou moins chaudronné ou formé à la presse, ainsi que sur les bords d'attaque des ailes elliptiques, le revêtement est en général pratiquement développable. Il est disposé par bandes perpendiculaires à l'envergure — sauf cependant lorsque des raisons constructives conduisent à préconiser l'autre disposition (par ex. dans le cas de liaison aux lisses seulement v. ci-après 4,112.422.1). Dans ce dernier cas (et souvent aussi dans l'autre, d'ailleurs) on a soin de ménager, à la liaison des deux bandes voisines, les soyages nécessaires pour éviter tout léger ressaut, fâcheux au point de vue aérodynamique.

Lorsque le revêtement n'est pas véritablement travaillant, il est très mince, et doit être fixé avec certaines précautions pour éviter des cloquages lors de la pose. Celle-ci se fait donc par bandes, généralement perpendiculaires à l'envergure, *sous une certaine tension*, donnée sur les outillages de montage soit par des ressorts (cas de la partie en arrière du longeron sur Dewoitine 500, 501, 510) soit par des poids (cas de l'aile entière sur l'avion Les Mureaux 113, 115, 117).

Ce genre de revêtement étant désormais assez rare, nous allons nous occuper surtout ci-après des revêtements travaillants, c'est-à-dire ayant une certaine épaisseur, et équipés généralement de raidisseurs.



4,112.421 Raidissage des tôles.4,112.421.1 Principes.

Les tôles travaillantes doivent toujours être raidies.

Lorsqu'il s'agit de les protéger contre un flambage correspondant à des charges qui excèdent de peu les possibilités de la tôle lisse, on peut y arriver sans ajouter de raidisseurs, en imprimant seulement à la tôle une courbure supplémentaire (gaufrage, bords tombés autour de trous d'allégement, etc.). Mais cette solution n'est plus applicable aux tôles de revêtement, depuis qu'on a franchi le stade du Junkers 52 où la tôle ondulée était encore généralisée partout, même à l'extérieur. De plus (et même à l'intérieur) lorsque les charges de flambage à prévoir augmentent on a intérêt à ajouter des raidisseurs rapportés qui interviennent aussi par leur section et constituent un véritable renfort.

C'est de ce cas que nous parlerons désormais.

4,112.421.11 Lorsqu'elles travaillent au cisaillement (cas des efforts de traînée et de torsion), les tôles cloquent et ne peuvent travailler qu'en diagonale tendue entre deux montants rigides encaissant la composante de compression engendrée par le cisaillement, comme nous l'avons indiqué en 4,112.111.1 à propos des âmes de longerons et en 4,112.32 à propos des semelles de nervures. La direction à donner aux raidisseurs est alors celle de la contrainte principale de cisaillement, c'est-à-dire dans le cas d'un revêtement de voilure la perpendiculaire à l'envergure — ou encore celle de la contrainte de compression qui en résulte, ainsi que cela a été fait par Curtiss pour des âmes de longerons (voir en 4,112.111.2) : on retrouve ainsi sensiblement la direction des profilés de la construction géodésique.

4,112.421.12 Lorsque la tôle travaille en compression (cas du revêtement de caisson pur) le raidissage est plus indispensable encore, sinon le flambage serait immédiat; la direction à donner aux raidisseurs est alors celle de la contrainte de compression c'est-à-dire la parallèle à l'envergure.

Von Karman a démontré qu'au voisinage d'un raidisseur rivé à la tôle dans une région comprimée, tout se passe comme s'il existait une bande de tôle travaillant au même taux que le raidisseur. La largeur de cette tôle appelée « largeur équivalente » est donnée par la formule de Karman :

$$2\omega = 1,7 e \sqrt{\frac{E}{\sigma}}$$

dans laquelle E est le module d'élasticité, e l'épaisseur de la tôle, et  $\sigma$  la fatigue de l'ensemble raidisseur plus tôle équivalente (v. fig. 4,112.421.1).

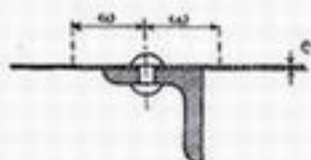


Fig. 4,112.421.12.

Le calcul doit être fait par approximations successives en prenant d'abord pour  $\sigma$  la fatigue que supporterait le raidisseur seul, sans la tôle. On voit ainsi que si l'on veut faire participer au maximum à la résistance en compression le revêtement d'une voilure (ou d'une coque) il faut espacer les lisses de  $2\omega$ .

En pratique, on se contente parfois d'un espacement un peu plus grand, en jouant sur le fait qu'une légère courbure de la tôle augmente rapidement la valeur de  $\omega$ .

112.421.13 De plus les raidisseurs, quelle que soit leur orientation, travaillent toujours un peu à la flexion, pour transmettre jusqu'aux éléments de résistance les plus voisins les efforts aérodynamiques répartis sur la surface de revêtement qu'ils intéressent : ainsi les raidisseurs perpendiculaires à l'envergure travaillent, à la façon des nervures, en flexion entre les longerons par exemple.

#### 112.421.2 Réalisations.

112.421.21 Pour la liaison du raidisseur au revêtement, on cherchait autrefois à réaliser une sorte de tube en appliquant le raidisseur sur la tôle par deux bords tombés et le fixant par deux rangées de rivets (voir figure 4, 112.421.21). Mais cette façon de faire conduit à des temps de fabrication élevés puisqu'il faut deux lignes de rivets par raidisseur. On préfère donc aujourd'hui des raidisseurs en forme de profilés ouverts (tels que Z par exemple), ou bien on emploie souvent les mêmes profilés qu'avant, mais en les retournant et les fixant à la tôle par leur fond au lieu de les fixer par leurs ailes (v. 4, 112.421.21). Au point de vue de l'inertie d'ensemble, la solution est aussi bonne. Le seul fait nouveau est l'apparition des bords libres des profilés, qui sont à surveiller dans le travail en compression au point de vue des risques de plissements locaux.

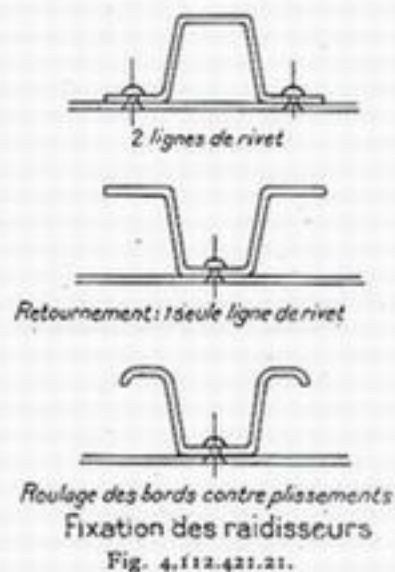
Les raidisseurs, puisqu'ils ont à supporter des efforts de compression, ont besoin d'être eux-mêmes raidis contre le flambage local. Les dispositions adoptées à cet égard sont très variées; bornons-nous à en citer quelques-unes.

Lorsqu'un raidisseur est fixé au revêtement par une seule ligne de rivets, son aile débordante ne se trouve pas soutenue, et si elle est en tôle mince, l'extrémité risque de se plisser. Pour l'éviter, les Américains la terminent souvent par un bord renflé donnant ce qu'on appelle les profilés « à boudin ». Deux formes principales sont utilisées couramment : la forme en L, ou cornière à boudin, et la forme en J. Mais bien d'autres encore sont possibles. A cause de leur renflement, ces profilés ne peuvent être tirés de la tôle : ils doivent être obtenus par filage. On en profite souvent pour leur donner des coins à angles vifs, qui augmentent encore la raideur.

Un deuxième moyen d'éviter le flambage de l'aile libre d'un profilé consiste à la rouler ou à la replier; cette disposition est fréquemment adoptée pour les omégas ou les U (v. fig. 4, 112.421.21).

Enfin, notons que l'extrémité libre des profilés n'est pas seule exposée au flambage : leurs flancs plats, s'il s'en trouve, et s'ils atteignent un certain développement, sont également à surveiller à cet égard, et c'est pourquoi plusieurs constructeurs leur impriment des rainures longitudinales destinées à les rigidifier. A titre d'exemple, on peut citer les U employés dans la construction du Lioré 45, tant dans la voilure (voir figure 4, 111.421.2 A, zone des bords d'attaque et de fuite) que dans la construction du fuselage — et les profilés en  $\Sigma$  utilisés pour le caisson pur de l'hydravion Latécoère 631 (v. fig. 4, 111.433).

12.421.22 Un autre raidissage consiste à remplacer les lisses par de la tôle ondulée assez épaisse rivée à la tôle plane et dont le pas est fonction de la largeur équivalente de celle-ci.





La section des ondulations (v. fig. 4,112.421.22) peut elle-même être réalisée avec une forme arrondie, plus ou moins sinusoïdale (cas du Lioré 45, du Douglas DC 2, du Vultee V 11, etc.) ou avec une forme plus ou moins anguleuse, compor-



Fig. 4,112.421.22.

tant des segments de droites qui facilitent le rivetage (cas du Bréguet 691-693 du Seversky P 35, etc.).

On obtient un raidissage de principe analogue, mais sans direction privilégiée, en remplaçant la tôle ondulée intérieure par une tôle creusée à intervalles plus ou moins réguliers de « nids de poule » dont le fond est fixé à la tôle de revêtement : ce procédé, souvent utilisé pour des trappes d'escamotage de train ou des portes d'entrée, a été employé même dans certaines parties de structure, comme la dérive de l'avion de chasse allemand Focke-Wulf 190 par exemple.

4,112.421.23

La liaison des raidisseurs au revêtement n'est pas toujours faite par rivetage : la soudure électrique par points tend de plus en plus à se répandre, même dans les constructions en alliage léger, pour ce genre d'applications — en attendant de gagner même des pièces plus vitales de structure.

Elle est souvent utilisée, en particulier, pour la fixation d'une tôle ondulée de raidissage sur une tôle lisse de revêtement. Signalons notamment la fabrication mise au point par l'Arsenal de l'Aéronautique, dans laquelle on constitue a priori, sous forme d'une provision de panneaux plans, des revêtements raidis de cette façon, que l'on considère ensuite comme un matériau autonome, pouvant être formé à volonté à la presse selon des surfaces de courbure même accentuée (bords d'attaques d'ailes minces) développables ou non, et ceci sans plisser les ondulations intérieures, grâce à un remplissage adéquat de celles-ci lors du formage à la presse.

4,112.422

Fixation sur les pièces de soutien.

4,112.422.1

Éléments légers.

Le revêtement peut être fixé soit aux éléments raidisseurs longitudinaux seulement (lisses), soit sur le quadrillage constitué par les éléments raidisseurs longitudinaux et transversaux (nervures).

Quand il n'est fixé qu'aux éléments longitudinaux, il n'y a pas de mailles à proprement parler, mais de véritables bandes (mailles d'allongement infini). C'est le cas du Sikorsky 42, de l'Amiot 350 (1), etc... C'est la solution obligatoire pour tous les raidissages par tôle ondulée : les ondulations de la tôle étant continues il ne saurait être question de faire épouser entièrement leur contour par les nervures.

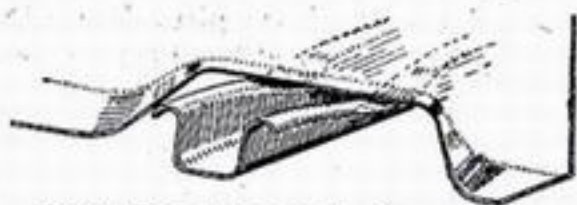
Le cas le plus fréquent est celui où l'on a une maille rectangulaire : rivetage sur les raidisseurs longitudinaux et rivetage le long des nervures. La maille de tôle est ainsi mieux tenue.

On peut obtenir ce résultat de diverses façons.

(1) Pour les nervures courantes. Quelques nervures spécialement importantes, et notamment la nervure d'emplanture, sont encochées pour le passage des lisses et vont jusqu'au revêtement auquel elles sont rivées (Cf. fig. 4,111.222).



Il se peut que l'élément longitudinal cède le pas à la nervure — soit que ses ailes soient sectionnées (dans le cas d'un U par exemple), sa semelle seule passant à plat entre la nervure soyée et le revêtement, soit plutôt qu'il soit complètement sectionné à chaque nervure (Heinkel 111, Bloch 210, Bloch 175, Potez 63).



Me.109. Franchissement d'une nervure

Fig. 4.112.422.1.

L'élément longitudinal (lisse) peut au contraire traverser la nervure, et ceci de plusieurs façons. La solution la plus générale et la plus simple consiste à entailler franchement la nervure, qui n'a plus alors de semelle continue. Mais souvent aussi chacun des deux éléments consent un sacrifice partiel (ex. Messerschmitt 109, v. fig. 4.112.422.1).

#### 112.422.2 *Éléments massifs de résistance.*

La fixation sur les semelles de longerons, par exemple, peut se faire directement, lorsque celles-ci affleurent l'extérieur de l'aile, ou indirectement, par l'intermédiaire d'une pièce de jonction qui coiffe le longeron et fait passer la tôle de revêtement par-dessus, et qui peut être un des éléments de nervure ou des éléments longitudinaux en tôle pliée.

112.422.2.1 Lorsque la fixation est directe, l'affleurement correct de la semelle exige généralement pour celle-ci une certaine orientation angulaire ou « mise à l'angle » dont nous avons parlé en 4.112.122.43.

Le revêtement du caisson doit être solidarisé très étroitement avec le longeron pour transmettre correctement les efforts de torsion. Nous parlerons en 4.711 d'une manière plus détaillée des divers modes d'assemblage utilisés.

Disons simplement ici que, dans le cas du rivetage, il y a intérêt à prévoir, comme dans le Douglas DB 7 (1), une petite aile débordante amincie prolongeant latéralement la section du profilé de semelle pour recevoir le rivetage du revêtement. On évite ainsi le perçage de la partie épaisse de la semelle proprement dite, et par conséquent une perte de section et une complication d'usinage, ce qui compense la légère complication introduite dans la fabrication du profilé. De plus, on évite les difficultés de rivetage sur des pièces épaisses, et surtout les déformations d'ensemble qui résultent pour le longeron de l'accumulation des dilatations élémentaires introduites dans la semelle à chaque rivet, et sur lesquelles nous reviendrons en 5.522.23 : ces déformations sont absorbées par la petite aile mince, que la section massive de la semelle restée intacte maintient à l'alignement.

On peut se proposer aussi, au moins pour certains panneaux, de réaliser une fixation démontable, — tant pour ménager une possibilité de démontage en service (inspection après avarie de combat, réparation, etc.), que pour faciliter la fabrication en série en améliorant l'accessibilité pour la fermeture du caisson de voilure (v. ci-après en 5.433.2).

Malheureusement la démontabilité reste précaire pour toutes les liaisons véritablement travaillantes, car on n'a pas encore trouvé, pour tenir une tôle tout le long d'une ligne de jonction, de moyen pratique et suffisamment léger qui per-

(1) Et aussi dans le D 520, comme nous allons le voir tout à l'heure : quoique ce ne soit pas directement le revêtement qui y soit rivé, le but poursuivi par cet amincissement est le même.



mette à la fois une bonne transmission des efforts et un démontage quasi instantané comme celui des capots.

4,112.422.22

Dans le cas où une pièce de jonction assure la liaison au revêtement par-dessus le longeron, on est affranchi de toute sujétion de « mise à l'angle » des semelles,

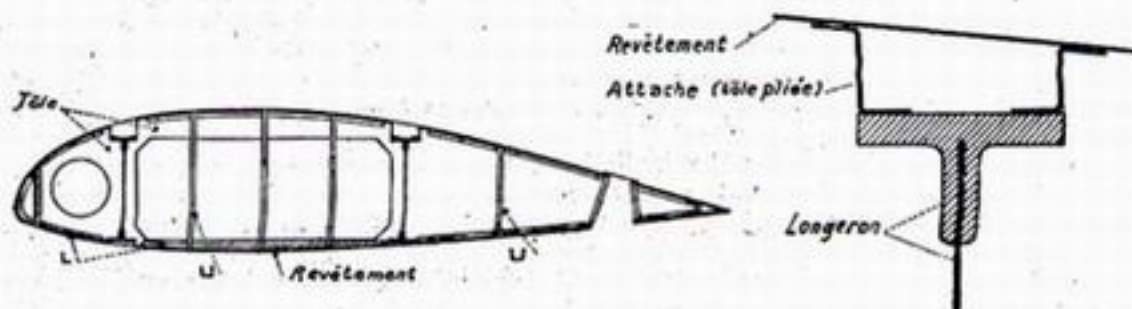


Fig. 4,112.422.22 A.

mais par contre on risque de perdre de l'inertie sur celles-ci, qui ne sont plus rejetées aussi loin que possible vers la périphérie. On peut citer comme exemple d'une telle disposition avec des semelles de longeron en duralumin un avion de transport Wibault déjà ancien (v. fig. 4,112.422.22 A).

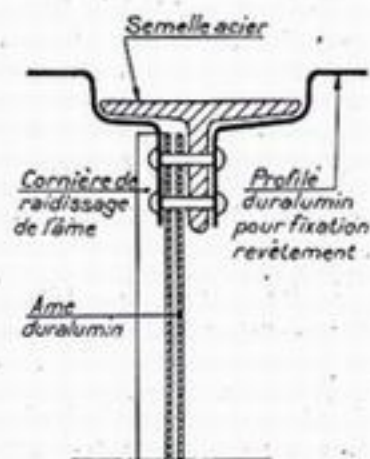
Longeron central du  
Bréguet 500

Fig. 4,112.422.22 B.

Cependant, cette solution étant à peu près obligatoire lorsque la semelle de longeron est un profilé massif en acier (1), on l'a perfectionnée de manière à atténuer beaucoup cet inconvénient en affleurant le mieux possible les supports intermédiaires de revêtement à la semelle de longeron. Ainsi par exemple dans le Morane 406, le revêtement n'est pas fixé sur le longeron lui-même, mais sur des sortes de lisses perpendiculaires à l'envergure et prenant appui sur les nervures-maîtresses en acier de la poutre de Warren. Dans le Bréguet 500, le revêtement est lié au longeron principal par un fort profilé en Z en duralumin inséré à cet effet dans le rivetage de la semelle à l'âme du longeron (v. fig. 4,112.422.22 B).

Dans l'aile centrale bilongeron du Lioré et Olivier 45, le revêtement est lié à la semelle d'acier des longerons par l'intermédiaire de petites cornières de réunion jouant un rôle analogue.

4,112.423

### Décharge du revêtement.

4,112.423.1

Plusieurs constructeurs se sont souciés d'éviter au revêtement et à ses raidisseurs de prendre des efforts pour lesquels leur intervention n'est pas prévue. Nous avons vu en 4,111.123 que cette question se pose notamment dans les caissons interlongerons lorsqu'on équipe le revêtement de raidisseurs *parallèles* à l'envergure, ceux-ci risquant si l'on ne prend pas de précautions spéciales de travailler à un taux plus élevé que les longerons eux-mêmes.

Le revêtement du Potez 63 possède de place en place, à cet effet, une sorte

(1) Surtout à cause du travail considérable que représenterait le perçage du profilé d'acier pour ce rivetage. Dans le Bréguet 500, dont il va être question tout à l'heure, on profite des trous de fixation de l'âme, qui existent de toute façon et qui de plus, étant de plus grand diamètre, ont pu être poinçonnés et non percés,



de réserve de déformations, constitué par un petit sillon transversal au droit des nervures-caisson, jouant dans les flexions de l'aile un rôle analogue aux « cors de chasse » qu'on dispose sur les canalisations de vapeur pour les dilatations dues à la température.

,112.423.2 Indépendamment des éléments essentiels de la structure, il sera bon de chercher à protéger aussi les éléments secondaires contre les cloquages de tôles dans les flèches que prend l'aile en vol. Nous avons vu en 1,122.1 ce qu'on peut faire dans ce sens pour les ailerons.

On peut citer aussi l'exemple des bords d'attaque construits en tronçons rapidement démontables. Plus particulièrement, dans le Vultee V 11 A, pour profiter pleinement des avantages de visitabilité et de facilité de construction dus à l'âme avant construite en treillis (Cf. 4,112.113.2) le bord d'attaque démontable est réalisé en plusieurs tronçons, d'environ 2 mètres d'envergure. Chacun d'eux est fixé isolément sur l'âme en treillis et n'est relié à ses voisins, pour la continuité des formes extérieures, que par un joint en caoutchouc; dans les flèches que peut prendre l'aile en vol, ces tronçons de faible envergure se trouvent ainsi exempts de cloquage.

## ,112.5 BORD D'ATTAQUE ET BORD DE FUITE

### ,112.51 Bord d'attaque.

On vient de voir qu'il est intéressant au point de vue structural de réaliser les bords d'attaque, lorsqu'ils ne sont pas travaillants, en tronçons démontables. Des raisons d'accessibilité en service courant et d'entretien, sans parler de la visite de la structure, rendent ce démontage souhaitable; on peut alors profiter des bords d'attaque pour faire passer des canalisations et commandes de toute nature — y compris les commandes d'ailerons (exemple : Bloch 175), car c'est le seul moyen de les rendre aisément visitables de bout en bout si l'on a affaire à une structure à caisson interlongeron fermé de tous côtés par des âmes pleines. Sur les multimoteurs, la démontabilité est particulièrement nécessaire pour les tronçons de bord d'attaque situés entre les fuseaux-moteurs et les fuselages, car c'est généralement là qu'on groupe en faisceau toutes les commandes et canalisations relatives aux groupes motopropulseurs.

La figure 4,111.122 A donne une idée de la réalisation des bords d'attaque démontables des avions Bloch : deux fortes cornières à bord roulé bordent en haut et en bas le bord d'attaque pour assurer sa tenue lorsqu'il est enlevé, et reçoivent de place en place (intervalles de l'ordre de 1 à 2 m) des attaches à démontage rapide par lesquelles elles sont reliées au longeron. La réalisation du Lioré 45 (v. fig. 4,111.421.2 A) est analogue.

Le bord d'attaque des avions Dewoitine, quoique travaillant, est également démontable par charnières, d'une manière beaucoup moins instantanée (Cf. 4,711.12). Sa structure est beaucoup plus robuste; indépendamment du revêtement plus épais, les nervures sont plus nombreuses et plus fortes et la liaison au longeron est continue.

### 4,112.52 Bord de fuite.

Les raisons qui viennent d'être données pour la démontabilité du bord d'attaque ne valent généralement pas — du moins jamais au même degré — pour le



bord de fuite. Mais il y a une raison supplémentaire qui vaut pour les deux : c'est la commodité de fabrication que présente l'accès aisé à la structure, surtout dans les constructions en demi-coquilles. Ceci explique pourquoi sur Lioré 45 par exemple (voir figure déjà citée) le bord de fuite est traité d'une manière tout à fait analogue au bord d'attaque.

## 4,12 - CONSTRUCTION EN BOIS

### 4,121 Architecture générale.

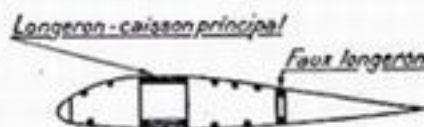
Les diverses solutions d'ensemble que nous avons étudiées à propos de la construction métallique sont également possibles pour la construction en bois, et sont effectivement pratiquées, sauf le « treillis général intérieur », qui n'aurait rien d'impossible en bois mais dont nous ne connaissons pas d'exemples.

4,121.1 Ainsi, on rencontre couramment des bilongérons entoilés construits en bois : ce seront même de plus en plus la majorité de ceux qui subsisteront effectivement, car nous avons vu en 4,111.111 et 1,110 que cette structure ne sera plus guère retenue désormais que pour les petits avions légers haubanés, qui correspondent à une construction bon marché et seront donc souvent réalisés en bois.

4,121.2 On trouve aussi en bois des monolongérons proprement dits, avec ou sans mâts (on verra en 12,123.0 que c'est la construction la plus répandue pour les planeurs de vol à voile). La torsion est généralement prise par un caisson de bord d'attaque à revêtement travaillant en contreplaqué; cependant, il convient de noter que les réalisations initiales Monospar dont le principe a été donné en 4,111.211 ont été souvent construites en bois.

4,121.3 Mais la structure la plus courante en bois est celle du bilongeron avec caisson interlongeron. Dans ce type de construction, il faut noter que l'observation faite en 4,111.123 au sujet des raidisseurs longitudinaux perd de son importance avec l'usage du bois, pour lequel le flambage local est généralement moins à craindre. Un raidissage parallèle à l'envergure n'est donc pas ici déplacé. Il est d'ailleurs très souvent utilisé (exemple : hydravion Lioré 246).

Dans ces bilongérons, les deux longerons peuvent être d'importance comparable, comme dans le monoplace de chasse léger Caudron 714, et d'une manière générale dans tous les monomoteurs en bois à train escamotable <sup>(1)</sup>. Ou bien encore,



Caudron 690 (Schéma)

Fig. 4,121.3.

comme nous l'avons vu en 4,111.220 pour la construction métallique, le longeron avant peut devenir prédominant, acheminant ainsi la construction vers le monolongeron : cette tendance, encore faible sur le Caudron 445 « Goéland », est plus nette sur les Caudron à atterrisseur fixe, notamment le Caudron 635 « Simoun », et surtout le Caudron 690 où le longeron principal, de grande largeur, à section presque carrée, encaisse lui-même, en plus de la flexion, une partie importante de la torsion et de la traînée (voir fig. 4,121.3).

Cette dernière structure s'apparente déjà aux structures en caisson pur

(1) L'espace interlongeron étant nécessaire pour l'escamotage à plat de la roue.



auxquelles on se trouve ainsi conduit par continuité. Une autre transition vers le caisson pur peut aussi être ménagée, comme pour la construction métallique, par une augmentation du raidissage du revêtement afin de lui faire absorber une partie croissante des efforts de flexion : l'équivalent du Glenn Martin 167 (Cf. 4,111.63) peut se trouver ici dans le Lioré et Olivier 246 et mieux encore dans le de Havilland « Mosquito » que nous décrirons plus en détail ci-après en 4,125.4.

4,121.4

La formule en caisson pur a été très peu pratiquée jusqu'à présent puisqu'on ne peut guère citer en France dans ce genre de construction que deux prototypes qui n'ont pas eu de suite en série : le SE 100 et le Lignel 16 (en procédé Brodeau). Nous reviendrons en 4,125 sur ces appareils.

Passons maintenant à l'étude des éléments principaux.

4,122

### Longerons.

Il y a deux types généraux de construction pour les longerons en bois : la construction en bois toupillé, et la construction en caisson.

4,122.1

#### *Longerons en bois toupillé.*

Cette construction, presque abandonnée aujourd'hui, n'est conservée que pour les petits appareils de tourisme à bon marché.

4,122.11

Les longerons en bois toupillé ont une section en forme d'I ou de double T, ou de caisson fermé obtenus en accolant par l'extrémité de leurs ailes deux U

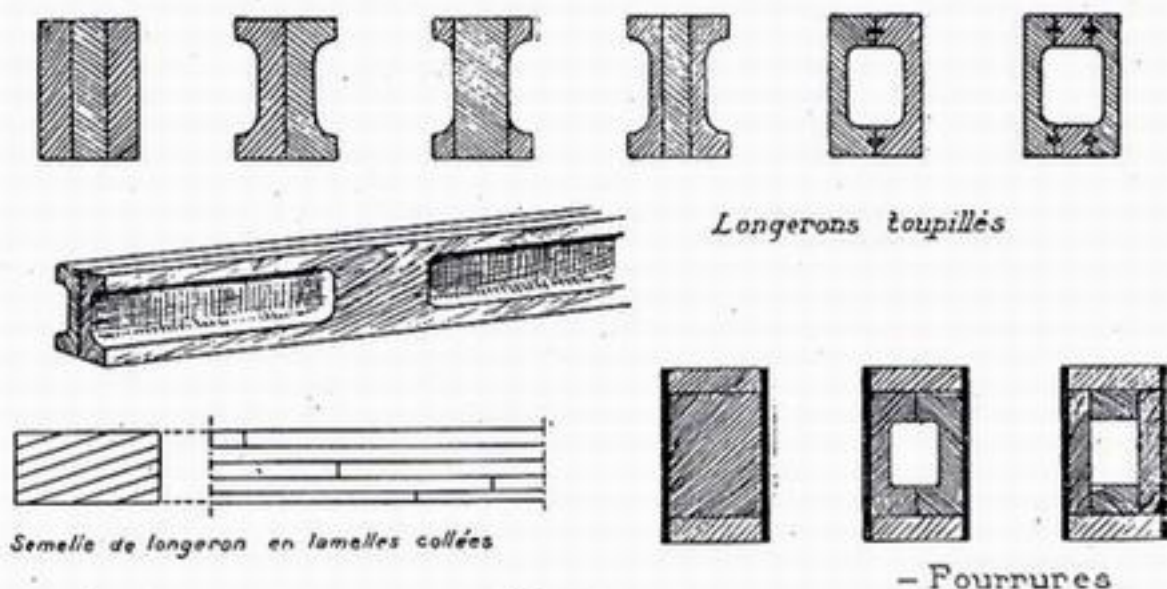


Fig. 4,122.11.

toupillés (v. fig. 4,122.11) de façon à obtenir pour un minimum de poids le plus grand moment d'inertie possible.

Les longerons étant soumis à des efforts de flexion et de compression combinés, on choisit pour les faire des essences de bois ayant une bonne cote spécifique de résistance en compression  $R/d$  : généralement le spruce, qui présente en outre l'avantage d'offrir de grandes longueurs de bois relativement homogènes.

Le toupillage n'est pas continu ni uniforme sur toute la longueur du longeron. L'épure des efforts du longeron, résultant du calcul de résistance des matériaux, permet de faire varier l'importance du toupillage en hauteur et en profondeur



de façon à maintenir un taux de travail du bois sensiblement constant sur toute la longueur du longeron.

4,122.12

Le toupillage n'est pas sans inconvénients. Comme le bois travaille très mal au cisaillement, on est conduit à conserver aux âmes une épaisseur plus importante que si elles étaient en contreplaqué, et le poids du longeron se trouve augmenté de ce fait.

D'un autre côté si la fabrication des longerons toupillés est facile et peu coûteuse en main-d'œuvre, elle a l'inconvénient de conduire à de grosses pertes de bois et de ne pas permettre l'utilisation des pièces de bois de petites dimensions. Elle est donc de ce fait assez coûteuse à cause de la qualité des matières premières qu'elle nécessite. Aussi cette construction n'est-elle plus guère employée que pour de petits appareils.

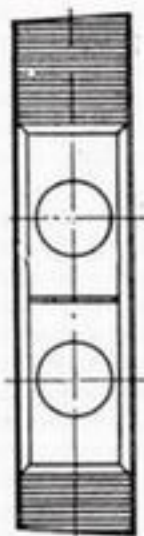
Pour ceux-ci, il arrive même que pour des raisons d'économie et de simplicité on adopte des solutions encore plus rudimentaires. Ainsi en Amérique, les avions de tourisme Waco, certains Beechcraft, et l'avion-école Ryan, ont des longerons d'aile qui sont de simples planches pleines, rabotées.

4,122.2

### Longerons-caissons.

4,122.21

Le caisson est obtenu par l'assemblage de deux semelles en spruce, en frêne ou en robinier, et de deux âmes en contreplaqué, qui travaille mieux à l'effort tranchant.



Longeron  
Lioré Olivier H 246

Fig. 4,122.21.

Nous avons vu en 4,112.101 que sur les avions haubanés, les deux semelles d'un même longeron métallique n'ont pas forcément la même section. Dans la construction bois, cette différence de section est de règle, même dans les ailes cantilever, à cause de l'inégalité des taux de travail du bois en traction et en compression. La figure 4,122.21 montre la section d'un longeron de l'hydravion quadrimoteur de transport Lioré et Olivier 246.

On va souvent même jusqu'à réaliser les deux semelles avec des essences de bois différentes, surtout sur les avions de petites dimensions calculés à un facteur de charge élevé (avions de chasse par exemple) lorsque l'augmentation d'épaisseur de la semelle comprimée devient trop considérable et rapproche trop celle-ci de l'axe neutre du longeron, d'où une perte d'inertie déjà signalée en 4,012.211. On fait alors la semelle comprimée en un bois dur, plus dense, et admettant un taux de travail plus élevé en compression, quitte à ce que sa cote spécifique  $R/d$  soit moins bonne.

4,122.22

Si au lieu de prendre les semelles dans un madrier unique on les prend en petites lamelles collées ensemble, chacune de ces lamelles pourra être interrompue fréquemment sans inconvénient (voir figure 4,122.11) à condition simplement de décaler ces divers joints à l'intérieur de la semelle. C'est la solution la plus simple et la plus élégante à la question des joints, toujours épineuse dans la construction bois. On pourra ainsi éliminer les défauts du bois, et employer des matériaux qu'on aurait été obligé de rebuter autrement. La résistance en compression est plutôt améliorée. Cette fabrication est très employée (Caudron).

Lorsque l'aile doit avoir du dièdre ou de la flèche, ou les deux, on peut façonner, courber les lamelles individuellement avant de les empiler et de les coller. Cela demande moins d'efforts que de courber une semelle monobloc.



Les lamelles doivent être fabriquées avec le même bois et bien entendu elles doivent avoir toutes leurs fibres parallèles et disposées dans le sens de la longueur du longeron. Par contre, il n'y a aucune obligation à disposer les plans de lamelles perpendiculairement aux âmes : en fait, pour qu'il soit plus facile de les courber, on dispose souvent leur plan perpendiculairement au plan de courbure. Pour les longerons ayant à la fois du dièdre et de la flèche (ex. : longeron avant du Caudron 445 « Goéland »), cela conduit à une obliquité des lamelles dans la section de la semelle (v. fig. 4,122.11). Bien entendu, l'empilage et le collage des lamelles se fait avant usinage de la semelle : cet ensemble brut collé, à surface extérieure irrégulière, est ensuite manipulé comme un madrier unique pour l'usinage.

Aux endroits où le longeron supporte les efforts maxima, ainsi qu'aux joints des semelles, aux aplombs des mâts et entretoises d'aile, le caisson est renforcé par une fourrure.

4,122.23 Les âmes sont toujours faites en contreplaqué, seul capable de travailler correctement au cisaillement (Cf. 4,012.13).

Il importe d'éviter le plissement des âmes du fait des flambements secondaires. Dans les longerons de faible hauteur, ce plissement est peu à craindre et on se contente d'augmenter un peu le nombre des fourrures et de les espacer régulièrement. Dans les longerons de grande hauteur on peut opérer de différentes façons. Le plus souvent, on répartit entre les fourrures des diaphragmes peu épais constitués par une simple plaquette ajourée de spruce ou de contreplaqué maintenue entre deux petites baguettes collées sur les âmes. Ces diaphragmes sont souvent inclinés alternativement dans un sens ou dans l'autre de façon à trianguler l'âme en quelque sorte.

Enfin l'âme peut être renforcée, soit intérieurement, soit extérieurement par des baguettes collées disposées à la manière des barres d'une poutre en treillis en N ou du type de Warren quand le longeron est très haut. Ces baguettes peuvent être importantes et constituer un véritable treillis. On peut même alors alléger les âmes par des évidements largement arrondis découpés dans les angles formés par les petites barrettes de renforcement.

4,123 Entretoises.

Lorsque les entretoises sont en bois, elles peuvent être soit toupillées, soit en caisson.

La section pleine est conservée : aux extrémités, pour faciliter la fixation au longeron, et au milieu, pour donner une meilleure résistance au flambage.

Nous avons dit en 4,112.22 que les entretoises sont généralement réalisées en tubes métalliques même dans les bilongeron en bois.

D'autre part, comme dans la construction métallique (voir fig. 4,112.24), on utilise souvent comme entretoises des nervures renforcées ou plutôt des nervures-caissons.

4,124 Nervures.

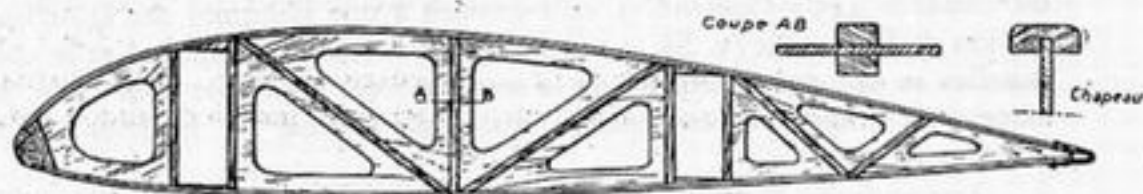
4,124.1 Les semelles ou chapeaux de nervures sont constituées par des lattes en frêne, en peuplier et surtout en spruce. Le profil est obtenu en courbant le bois à chaud et non par chantournage qui trancherait les fibres du bois. Pour les constructions entoilées, la section des chapeaux de nervures est rectangulaire à bords arrondis pour ne pas couper la toile; leur face intérieure porte en général une rainure dans



laquelle vient se fixer par collage l'âme de la nervure. Les chapeaux doivent être parfaitement polis et vernis avant montage : une surface rugueuse userait la toile et couperait les fils de fixation.

4,124.2

Les âmes pleines se font en contre-plaqué, on les allège parfois par des ajourenents en trous circulaires ou elliptiques, ou mieux en les découpant en forme de



*Nervure en contreplaqué découpé*



*Nervure en treillis*

Fig. 4,124.2.

treillis en N (v. fig. 4,124.2). En tous cas, dans ce découpage, il faut éviter les angles vifs qui constitueraient des amorces de rupture.

On rencontre aussi très souvent des âmes de nervures en treillis (v. fig. 4,124.2).

4,124.3

Au bord d'attaque, toutes les nervures sont réunies par une pièce de bois dont la section épouse le profil du bord d'attaque de l'aile. Cette pièce est entaillée pour permettre l'assemblage et le logement des semelles de nervures.

Le bord de fuite peut se faire de différentes façons. Il peut être constitué : soit par un arêtier en bois mince sur lequel viennent s'assembler les semelles, soit par un petit tube ovoïde, légèrement aplati, fixé au bec arrière des nervures, soit enfin par une simple corde à piano tendue à l'extrémité des nervures, comme sur le Caudron « Luciole » par exemple.

Il existe des nervures-caissons, dont la fabrication est analogue à celle des longerons-caissons.

4,125

### Revêtements travaillants.

4,125.0

Les revêtements travaillants en bois ressemblent beaucoup à ceux que nous avons vus dans les structures métalliques, avec la différence que le revêtement en bois, étant plus épais, est moins sujet au flambage à efforts égaux, et a moins besoin d'être raidi que les revêtements métalliques. Lorsqu'on le raidit, on l'équipe de petites lattes collées qui jouent le même rôle que les raidisseurs rivés ou soudés dont nous avons parlé pour les structures métalliques.

Certains constructeurs — notamment Caudron — ont l'habitude de recouvrir d'une toile leurs revêtements en bois, afin d'obtenir plus rapidement avec l'enduit un meilleur « fini » de surface, sans avoir besoin de boucher les pores du bois.

Nous allons dire un mot des procédés particuliers de réalisation des caissons purs en bois.

125.1

L'avion prototype SE 100, de la Société Nationale du Sud-Est, avait, une aile en bois qui mérite une mention particulière.

Cette aile (v. fig. 4,125.1) comportait un caisson central formé par des semelles en lattes de bois de l'ordre d'un centimètre d'épaisseur, jointes et collées ensemble sur plusieurs couches. L'ensemble était réuni à des âmes de contreplaqué, et cet assemblage renforcé au moyen de goussets latéraux. Le bord d'attaque et le bord de fuite étaient démontables et fixés par une sangle métallique qui faisait le tour de l'ensemble du caisson central et contribuait au serrage des lattes, comme un cercle de tonneau.

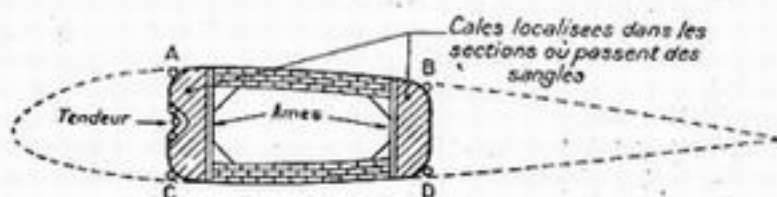
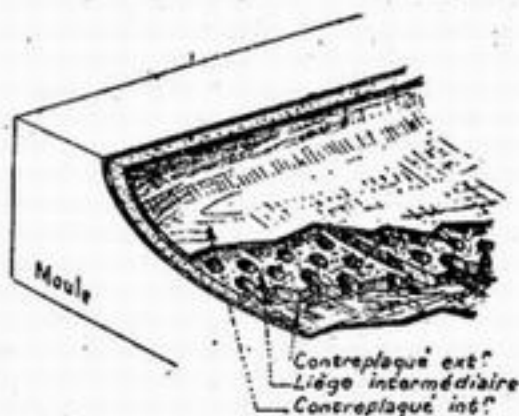


Fig. 4.125.1.

A cette fin, les angles vifs du caisson doivent être remplacés par des arrondis : dans ce but, des cales de bois dur étaient disposées au droit de chacune des sangles (voir fig. 4,125.1).

,125.2

Dans le système de construction Brodeau (v. fig. 4,125.2) l'aile, réalisée en deux demi-coquilles entièrement moulées, comporte des couches de contreplaqué destinées à constituer le revêtement extérieur, puis une couche de matière inerte pour maintenir l'écartement (cette couche est constituée, en fait, par les chutes des plaques de liège dans lesquelles on a fabriqué des bourres de chasse et se trouve ainsi percée de trous d'allégement) et une couche de contreplaqué intérieure. La voilure peut être munie d'une ou plusieurs âmes pour assurer au mieux la transmission correcte des efforts tranchants. On obtient ainsi une construction qui a une rigidité locale considérable.



- Procédé Brodeau.

Fig. 4.125.2.

4,125.3

La construction Pleyel, qui est également moulée, ne comporte pas d'épaisseur inerte en liège et le matériau dont on part n'est pas du contre-plaqué tout fait, mais directement un empilage de fines bandes de bois entrecroisées à 45°.

Nous détaillerons la technique d'emploi du procédé en 5,3 à propos du travail du bois. Disons seulement ici que le résultat obtenu est un caisson de bois plein, assez analogue à l'aile du SE 100 sauf quant à l'épaisseur des lattes de bois, qui est beaucoup plus faible.

4,125.4

Dans le même ordre d'idées, on peut citer la construction de l'aile du bimoteur britannique De Havilland « Mosquito » (v. fig. 4,125.4), dont l'extrados comporte aussi un revêtement travaillant double, séparé par un matériau d'écartement qui, au lieu d'être inerte et continu comme dans le procédé Brodeau, est ici constitué par des lattes de bois travaillantes, disposées côte à côte, parallèlement à l'envergure, avec un écartement faible. Un tel procédé constitue si l'on veut un intermédiaire entre la construction du SE 100 et le procédé Brodeau proprement dit.

Il permet de réaliser à volonté un caisson pur, ou un revêtement très rigide pour l'extrados d'une aile bilongeron dont l'intrados doit rester ouvert pour l'ins-



tallation de bombes, d'atterrisseurs ou de réservoirs — ce qui est le cas de l'aile centrale du « Mosquito » dont la construction est à peu près une transposition en

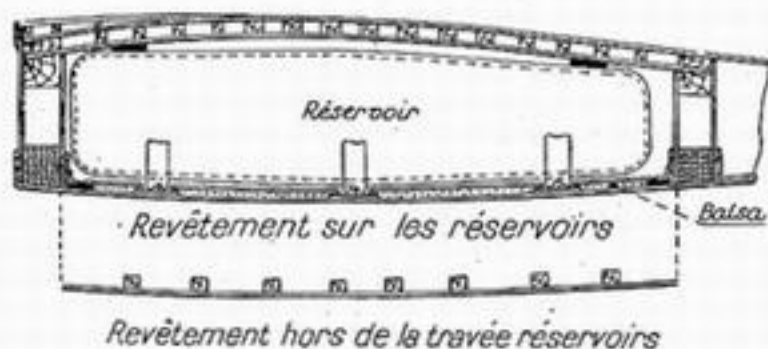


Fig. 4,125.4.

De Havilland « Mosquito ».

bois de la construction métallique de l'aile centrale du Lioré 45 (voir ci-dessus 4,111.13).

L'intrados est tantôt un simple contreplaqué raidi (l'ensemble rappelle alors la structure intermédiaire du Glenn Martin 167 — v. fig. 4,111.63) tantôt un contreplaqué-sandwich avec interposition de balsa, qui s'ap-

parente alors très étroitement au procédé Brodeau, et que nous retrouverons en 4,322.2 dans le fuselage du même appareil.

## 4,13 - CONSTRUCTION MIXTE

### Généralités.

On rencontre d'assez nombreux exemples de construction mixte bois et métal. Les raisons qui peuvent y conduire sont de natures assez diverses.

On peut se proposer de réaliser en bois certains ensembles, pour utiliser les matériaux nationaux en cas de pénurie de certains métaux — ou une catégorie différente d'ouvriers et d'outillage en cas de difficulté de main-d'œuvre ou pour faciliter la dispersion des fabrications. Ainsi, pendant les hostilités, des parties en bois avaient été étudiées à titre de précaution, pour un certain nombre d'avions de la production de guerre (exemples : empennages et parties arrière du fuselage pour Potez 63, pour Lioré 45, pour Amiot 351-354, etc...).

Des raisons qui n'apparaissent pas à première vue peuvent être très particulières à un avion déterminé : ainsi l'empennage du Morane 406, situé très bas, était tellement abîmé par les projections de pierres au décollage et à l'atterrissage, qu'on avait songé un moment à le remplacer par un empennage en bois pour avoir un ensemble plus massif, moins fragile et susceptible d'être blindé au bord d'attaque par une tôle d'acier facile à remplacer.

Rappelons (cf. 4,012) que l'emploi du bois dans une construction présente des avantages au point de vue de l'absorption des vibrations, mais des inconvénients au point de vue de la rigidité. Nous y reviendrons tout à l'heure en 4,133.

On peut classer les constructions mixtes en trois catégories principales, selon la manière dont on réalise le mélange du bois et du métal.

### Ensembles homogènes en matériaux différents.

Il arrive qu'un avion comporte par exemple un fuselage métallique et une voilure en bois, ou l'inverse. L'avion SE 100 prototype, par exemple, avait une voilure en bois dont nous avons parlé en 4,125.1, un fuselage en tubes soudés et un empennage en caisson pur en duralumin. L'hydravion quadrimoteur Lioré et Olivier 246 a une voilure en bois avec une coque métallique, etc.

132 Tronçons successifs dans un même ensemble.

Il arrive souvent qu'un fuselage possède des tronçons successifs réalisés en plusieurs matières, mais chacun d'eux étant de construction homogène : ainsi le fuselage du prototype bimoteur de bombardement N. C. 150 possédait un nez avant en bois, une partie centrale en métal et une partie arrière en bois. De même l'arrière du fuselage est en bois sur l'avion stratosphérique expérimental S. O. 3020.

Des solutions de ce genre se rencontrent très fréquemment dans les avions militaires russes récents, probablement pour des raisons de dispersion et de fractionnement industriels. C'est ainsi que dans le monomoteur anti-chars « Stormovik » la partie arrière du fuselage est en bois, alors que l'avant est métallique. Il en est de même dans le monoplace de chasse MIG 3, qui possède de plus des ailes extrêmes en bois alors que l'aile centrale est métallique.

133 Mélange intime du bois et du métal.

133.0 Enfin on peut trouver dans un même ensemble un mélange intime du bois et du métal participant à la résistance d'une même structure : c'est là ce qu'il faut entendre à proprement parler par construction mixte.

Les exemples qu'on peut donner à ce sujet sont nombreux : les longerons en tubes rectangulaires en duralumin des ailes en bois des Morane 230 et 315, le fuselage du bimoteur de bombardement Fokker T 5 constitué de tubes soudés et d'un revêtement en caisson de bois. De même dans le bimoteur léger de bombardement russe Yakovlev Yak 4, le fuselage et la voilure sont construits en tubes d'acier, avec un revêtement travaillant en contre-plaqué. N'oublions pas, dans le même ordre d'idées, le revêtement en « Plymax », contre-plaqué mixte de bois et de métal, qui recouvrait la voilure métallique du Morane 406 (cf. 4, III.213).

Mais un exemple particulièrement typique, car il ne s'agit plus d'un simple revêtement, est donné par l'aile extrême du N. C. 150 ou du S. O. 3020 comportant un longeron central métallique et le reste de la structure en bois (y compris deux longerons avant et arrière plus légers).

133.1 Une difficulté de principe réside dans la différence de rigidité des éléments constitutifs selon le matériau dans lequel ils sont construits. Par exemple, dans une aile à trois longerons comme celles que nous venons de mentionner, la flexion des deux longerons en bois sera souvent plus forte que celle du longeron central métallique, et l'on risque des déformations du profil, à moins que le longeron central soit vraiment tout à fait prédominant, ce qui est le cas dans les deux exemples cités.

4, 133.2 Une autre difficulté, de réalisation celle-là, réside dans les assemblages entre matériaux aussi hétérogènes.

Pour donner une idée de la façon dont on peut la résoudre, nous allons détailler le dernier cas cité, celui du S. O. 3020 (la solution adoptée dans le N. C. 150 était d'ailleurs à peu près identique).

La liaison du longeron central métallique avec les éléments bois s'effectue par l'intermédiaire de deux bandes de dural disposées sur toute l'envergure, vissées d'un côté sur les semelles métalliques et de l'autre sur deux longeronnets de frêne. Le revêtement est collé sur ces longeronnets ainsi que sur les nervures. La

liaison des nervures bois et du longeron métallique est réalisée par vissage du montant de la nervure sur un raidisseur d'âme (voir fig. 4,133.2).

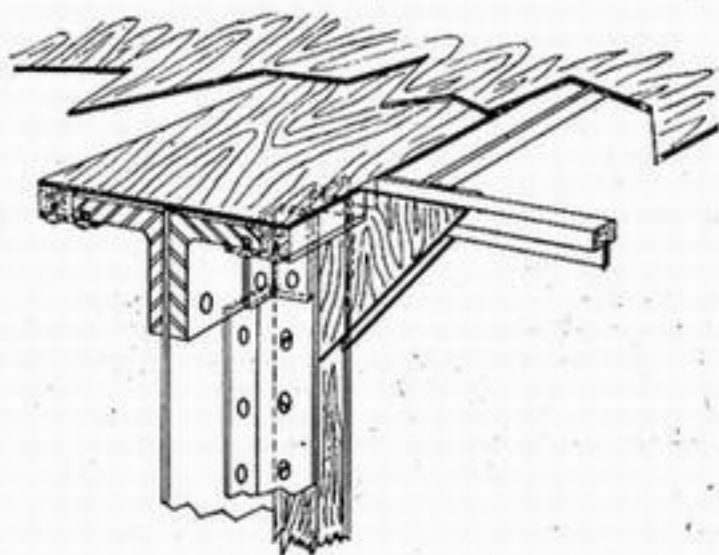


Fig. 4,133.2.

La solution adoptée dans la voilure de l'avion de chasse russe Yak 3 est analogue. La semelle métallique du monolongeron est recouverte par une latte de bois fixée par des rivets, et sur laquelle est collé le revêtement. Les nervures en bois sont également solidarisées avec l'âme du longeron au moyen de cornières ou d'équerrés, sur lesquelles elles sont fixées cette fois par des rivets tubulaires, afin d'intéresser au prix du moindre

pois une surface de matage aussi grande que possible dans le bois. (Cf. ci-après en 4,723.1).

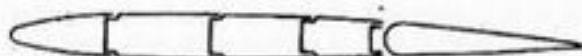
## 4,2 — EMPENNAGES

### 4,21 - EMPENNAGE HORIZONTAL

L'empennage horizontal se compose d'un plan fixe et d'une gouverne de profondeur.

#### 4,211 Structure.

4,211.1 Sur un avion déterminé la structure du plan fixe s'apparente souvent au mode de structure choisi pour l'aile de ce même avion. Ainsi l'empennage horizontal du Hawker « Hurricane » est bilongeron avec une poutre de Warren interlongeron. Celui du Curtiss 75 est de construction « cellulaire », ou caisson à plusieurs âmes, comme l'aile (v. fig. 4,211.1); celui du Vickers « Wellington » est de construction géodésique. Le plan fixe du gros hydravion hexamoteur allemand Blohm und Voss 222 « Viking » est, comme la voilure, monolongeron avec un gros longeron tubulaire encaissant flexion et torsion;



Empennage horizontal du Curtiss 75

Fig. 4,211.1.



celui du D. 520 est monolongeron comme l'aile, mais les caissons antérieurs et postérieurs sont fixés sur le longeron directement et non plus par charnières; celui de l'Amiot 350 est monolongeron, le revêtement métallique étant, comme dans la voilure, fixé aux nervures courantes par l'intermédiaire des raidisseurs longitudinaux (lisses) qui vont de bout en bout en passant par-dessus les nervures.

Dans le Lioré 45 la partie en porte-à-faux de l'empennage horizontal est faite comme l'aile extrême en caisson pur, avec faces supérieures et inférieures en tôle ondulée et des nervures en deux demi-ponts entrecroisés. L'avantage de cette construction est, comme pour la voilure, de pouvoir être réalisée en deux demi-coquilles. Contrairement à la voilure, l'empennage ne comporte pas, au-dessus de la tôle ondulée, de revêtement en tôle lisse, mais est simplement entoilé, ce qui suppose de place en place des raidisseurs transversaux qui viennent stabiliser la longueur d'onde de la tôle ondulée, comme nous l'avons vu en 4,111.432.

Le plan fixe horizontal du Focke-Wulf 190 est, lui aussi, conçu comme l'aile extrême, en caisson pur réalisé au moyen de deux demi-coquilles; toutefois, les demi-nervures n'affectent plus la forme de consoles s'appuyant chacune sur une âme, mais sont sensiblement égales en longueur d'un bout à l'autre.

4,211.2 Cependant, dans un but de légèreté, il arrive que les empennages horizontaux, en raison de leur faible épaisseur relative, ne soient pas cantilever mais supportés par des mâts: il en résulte alors souvent une différence de construction avec la voilure principale, lorsque celle-ci ne se prête pas bien à une construction haubanée (caisson pur par exemple).

Le Morane 406 à voilure monolongeron a un empennage horizontal bilongeron haubané (1). Il en était déjà de même antérieurement du Dewoitine 500-501-510. Au contraire, le Dewoitine 520, dont l'empennage horizontal est cantilever, a conservé pour cet élément la structure monolongeron de la voilure.

Il ne faut voir d'ailleurs dans la similitude de structure entre l'aile et l'empennage qu'une harmonisation des préférences pour deux ensembles dont le mode de travail est analogue, les raisons qui ont prévalu pour l'un des choix restant généralement valables pour l'autre; mais il est bien évident que cette similitude ne constitue en rien une obligation. On trouvera souvent des différences radicales qui n'ont pas besoin de rechercher des justifications. Ce sera le cas, notamment, lorsque le matériau utilisé ne sera pas le même. Comme nous l'avons dit en 4,131, on rencontre par exemple assez souvent un empennage en bois — ou une variante en bois — sur un avion à voilure métallique; l'empennage étant choisi de préférence à d'autres éléments plus encombrants, pour pouvoir être « placé » plus facilement chez de nombreux petits industriels ou artisans installés trop à l'étroit pour recevoir la commande d'ensembles aussi encombrants que des voilures. Le cas inverse est plus rare, mais on le rencontrait par exemple dans le SE 100 prototype, à voilure en bois, où l'empennage horizontal, poutre métallique en caisson, supportait d'ailleurs les deux roues arrière du tricycle.

#### 4,212 Fabrication.

L'empennage horizontal étant en valeur relative, et à plus forte raison en valeur absolue, beaucoup plus mince que la voilure, les rivetages intérieurs y sont encore plus difficiles et la construction en deux demi-coquilles s'impose encore davantage (Cf. 5, 421.4). Cette considération compte aussi beaucoup dans

(1) Cependant, le plan fixe étant réglable en vol par pivotement autour du longeron arrière, le haubanage ne comporte qu'un mât (par-dessus) soutenant ce seul longeron, qui sert de support au volet de profondeur: ce mât et son attache supérieure peuvent ainsi rester fixes (les articulations étant montées à la Cardan).



l'adoption pour l'empennage d'une structure différente de celle de la voilure, indépendamment des questions de haubanage dont nous avons parlé plus haut. Par exemple le Messerschmitt 109 G dont l'aile est monolongeron comporte un plan fixe horizontal cantilever <sup>(1)</sup> en caisson pur, la liaison des deux demi-coquilles au bord d'attaque se faisant par des charnières usinées dans un profilé de forme spéciale (cf. 4,711.112).

Dans le domaine de la fabrication, on peut encore retirer un avantage non négligeable de l'emploi des profils symétriques, qui sont fréquents dans les empennages, comme nous l'avons vu en 1,413. En effet, on peut alors rendre *identiques*, et non plus seulement symétriques, les deux moitiés droite et gauche de l'empennage horizontal. Un demi-plan fixe quelconque peut se montrer indifféremment d'un côté ou de l'autre, l'extrados devenant l'intrados et vice-versa : le problème des rechanges y gagne autant que celui de la fabrication. Cette disposition se rencontre par exemple sur le Henschel 129, où elle se trahit par le passage d'une face à l'autre, selon le côté où l'on se trouve, des portes de visite homologues donnant accès à l'intérieur du plan fixe.

#### 4,22 - EMPENNAGE VERTICAL

4,221

Les considérations générales qui ont été exposées en 4,211 pour la structure des empennages horizontaux valent aussi pour les empennages verticaux. Cependant pour l'empennage vertical il existe dans le cas des monodérives une raison supplémentaire de différences avec la structure choisie pour l'aile, c'est la continuité des formes qui doit exister avec le fuselage (voir 1,421) et qui conduit souvent à une certaine continuité de structure, surtout lorsqu'il s'agit d'un fuselage-coque.

Les simplifications de structure auxquelles il a été fait allusion à propos des empennages horizontaux sont encore plus accusées ici, les efforts à supporter étant généralement moindres. Ainsi dans le Hawker « Hurricane » où la structure de la dérive est encore, comme celle de la voilure, bilongeron avec poutre de Warren interlongeron, les longerons ont encore des semelles d'acier en tubes polygonaux mais les éléments obliques de la poutre de Warren sont beaucoup plus légers et leur obliquité est plus grande; ils sont réalisés en duralumin.

4,222

Notons que l'adoption de la formule bidérive soulage notablement la torsion du fuselage, d'abord parce que, à égalité de surface, d'allongement et de hauteur d'implanture, chacune des deux dérives est moins haute que la dérive unique équivalente, et ensuite parce qu'on peut, à l'extrémité de l'empennage horizontal, les descendre beaucoup plus bas qu'elles ne pourraient être sur un fuselage. La stabilité transversale ne peut d'ailleurs qu'y gagner.

Par contre, cette formule aggrave les charges portées par l'empennage horizontal, parce qu'elle apporte à leur extrémité d'une part une traînée supplémentaire, qu'on ne peut alléger, et d'autre part un moment de flexion d'extrémité chaque fois que leur centre de poussée n'est pas dans le plan de l'empennage horizontal — mais ce dernier inconvénient peut être considérablement réduit et même annulé si l'on descend assez les dérives, opération qui se révèle donc à tous égards avantageuse.

(1) Sur les premières versions (Cf. photo N° 10) le plan fixe était bilongeron haubané par des mâts inférieurs mais il était déjà fabriqué en deux demi-coquilles.

## 4,3 — FUSELAGE

### 4,3° Historique

4,3°1 Le fuselage était à l'origine une simple poutre croisillonnée à l'air libre qui réunissait la voilure aux surfaces de queue et qui présentait l'aspect bien connu sous le nom de « cage à poules ».

Progressivement, on s'est décidé à réduire les dimensions de cette poutre et à l'envelopper d'un revêtement de manière à faire entrer l'ensemble dans un corps fermé, plus ou moins fuselé, permettant de diminuer la résistance aérodynamique totale et facilitant l'aménagement.

On a ainsi abouti à une forme de structure (v. fig. 4,3° A) en pyramide avec des montants, des traverses et un haubanage dans chaque face, analogue à la poutre d'aile biplane, l'ensemble se trouvant recouvert d'entoilage.

Au début, cet entoilage était posé directement sur le fuselage de forme rectangulaire. On s'est aperçu ensuite que la pénétration d'un corps ovale était meilleure

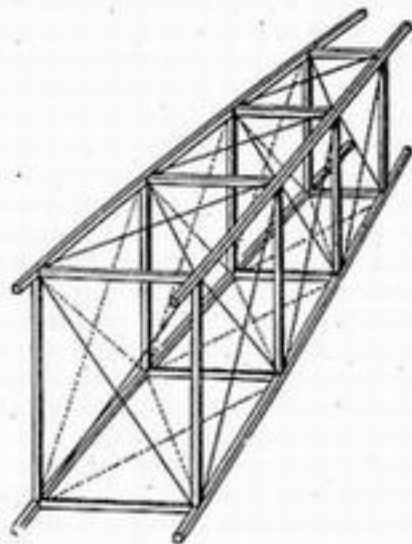


Fig. 4.30 A.

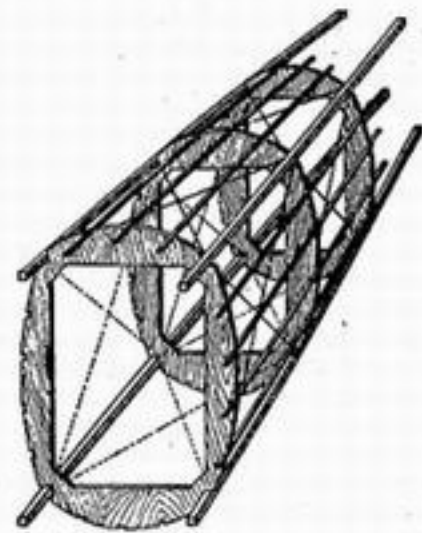


Fig. 4.30 B.

et on a habillé cette poutre de résistance de petits carénages en bois pour soutenir la toile, afin d'obtenir une section ovoïde (v. fig. 4,3° B).

Lorsqu'on est passé à la construction métallique, on a commencé par faire les fuselages en métal comme on les faisait en bois, c'est-à-dire une sorte de poutre à section rectangulaire. Puis progressivement, après une étape où la toile a été remplacée par de la tôle mince en laissant subsister les longerons, montants et traverses, la construction s'est orientée vers la solution « coque », dans laquelle le revêtement travaillant encaisse non seulement les efforts de torsion et de cisaillement dans le plan des faces, mais même les efforts de flexion.

4,3°2 En effet les raisons qui valent — encore que la discussion reste possible — pour l'évolution de l'aile vers la structure en caisson pur valent d'une manière plus indiscutable pour les fuselages, où leurs effets se sont d'ailleurs manifestés plus tôt : les sections ont une forme beaucoup plus régulière et se prêtent mieux à un travail en torsion puisqu'elles sont plus ou moins ovoïdes au lieu d'être aplaties et anguleuses. On sait gré alors à la structure en coque de libérer totalement le

volume intérieur, en le débarrassant des croisillons de haubans, et de procurer des facilités de fixation pour les divers équipements en n'importe quel point de la paroi tandis qu'il fallait les prendre sur un montant ou un longeron avec la structure en treillis.

Toutefois, ces commodités d'aménagement lors de la fabrication ne valent que dans la mesure où la section du fuselage est assez large pour qu'on puisse y circuler et y travailler commodément. Lorsque ce n'est pas le cas, le fuselage en treillis garde une supériorité et c'est pourquoi il est conservé sur un grand nombre d'avions de petites dimensions.

4,303

Nous avons mentionné en 1,30 l'existence de fuselages amincis, notamment dans la solution dite « bipoutre » où l'on peut voir, par rapport à l'ancienne « cages à poutres » dont nous avons parlé en 4,301, une évolution dans laquelle les poutres de réunion droite et gauche gardent leur individualité et donnent lieu ainsi à deux ensembles carénés au lieu d'un seul.

Cette disposition soulève quelques points délicats, notamment en ce que concerne la rigidité de la liaison des empennages à la voilure, surtout au point de vue de la torsion, qui est alors tenue par flexion différentielle de deux poutres de faible hauteur : nous avons vu en 4,111.11, à propos des structures d'ailes bilongeron entoilées, dans lesquelles le problème est analogue, que la rigidité d'un tel système en torsion est nettement inférieure à celle d'un caisson fermé travaillant au cisaillement. On est donc amené à donner à ces poutres, pour des raisons de rigidité, un échantillonnage assez fort, ce qui conduit à une construction lourde.

## 4,31 - CONSTRUCTION MÉTALLIQUE

4,311

### FUSELAGES EN TREILLIS

4,311.0

Les fuselages en treillis se rencontrent encore, comme nous l'avons vu, sur de petits avions (avions de chasse Morane 406, Koolhoven FK 58, Fokker D 21, avions d'entraînement) et même sur certains avions lourds récents (bombardier britannique Armstrong-Whitworth « Albemarle », Fokker T 5, S. E. 100, etc.).

Ces fuselages sont formés par la réunion de quatre poutres en treillis ayant leurs longerons communs : ils se composent donc en principe de quatre longerons réunis par des traverses horizontales, des montants verticaux et, des diagonales qui peuvent être souples (et alors doubles) ou rigides et simples.

Les montants et les entretoises s'assemblent avec les longerons aux mêmes points. Leur écartement varie le long du fuselage ; on cherche à obtenir des travées sensiblement carrées. L'écartement est également régi par des nécessités d'aménagement : emplacements de pilote ou de passagers, orifices de lance-bombes, largage des réservoirs, etc.

L'étambot est en général un montant commun aux deux poutres verticales, spécialement renforcé pour recevoir le gouvernail de direction. Il a presque toujours une structure composée, généralement en caisson.

Chaque poutre en treillis, c'est-à-dire chaque face du fuselage, comporte dans son plan un haubanage chargé de résister aux efforts de flexion simple. Pour permettre au fuselage de résister aux efforts de torsion, on complète ce haubanage par un autre, perpendiculaire, disposé dans les cadres formés par deux traverses et deux montants correspondants du fuselage.



Il arrive fréquemment que pour des raisons d'aménagement intérieur (habitable ou soute à bagages par exemple), on soit obligé de supprimer par endroits les diagonales. Dans ce cas on les remplace par des goussets placés dans les angles du panneau que l'on veut rendre indéformable, ou par un cadre en caisson fixé sur les longerons et les entretoises et qui soit assez rigide par lui-même pour s'opposer à toute déformation du panneau.

#### 4,311.1 Construction en tubes.

4,311.11 Les tubes ronds sont très employés dans la construction des fuselages en treillis, car toutes les barres de la membrure étant susceptibles de travailler à la compression le tube rond est plus avantageux au point de vue du poids que tout autre profilé ou étiré. Par contre les assemblages des longerons, montants et traverses présentent une certaine difficulté.

Ces tubes ronds sont souvent en acier, assemblés par soudure autogène, les nœuds étant renforcés, aux endroits qui fatiguent le plus, par une tôle d'acier formant gousset et soudée aux barres du treillis, qu'elle traverse. Pour les barres très chargées, on emploie l'acier au chrome-molybdène — mais chaque fois que ce n'est pas nécessaire, il faut préférer l'acier doux, avec lequel les soudures sont plus faciles, donc plus sûres, et qui ne posent aucune question délicate de traitement thermique. Les constructeurs hollandais (Fokker, Koolhoven) et plusieurs constructeurs américains et allemands (Fiescler 156 « Storch ») ont fait un très large usage de ce mode de construction.

Mais l'acier est plutôt lourd pour les fuselages, et en France, où a régné longtemps une certaine méfiance vis-à-vis de la soudure (v. ci-après en 5,22), on lui a généralement préféré le duralumin. Les procédés d'assemblage employés jusqu'ici sont de divers types.

4,311.12 Un procédé ancien (Bréguet 14) consistait à manchonner l'assemblage avec des tronçons de tubes d'acier qui forment un nœud d'assemblage soudé et sont rivés aux tubes de duralumin (v. fig. 4,311.1 A).

Dans le Bréguet 19 on trouvait un assemblage à collerettes suffisamment décrit par le détail B de la figure 4,311.1.

Sur les avions S. E. C. M. et « Dyle et Bacalan », la ferrure était constituée par des demi-coquilles embouties et rivées (v. fig. 4,311.1 C).

Pour échapper aux difficultés d'assemblage des tubes ronds certains fuselages (Lioré 20, plus récemment Renard R 36) comportent des tubes carrés qui se prêtent à des assemblages par tôles pliées, beaucoup plus faciles à réaliser. S'il y a un haubanage souple (cas du Lioré 20 - voir détail D), il subsiste des pattes d'attache d'orientations diverses. Sinon, s'il s'agit d'une poutre en N dont les diagonales sont aussi des tubes carrés, de simples goussets plats suffisent si les tubes sont tous de mêmes dimensions extérieures. Ce genre de construction simplifie beaucoup le travail (v. fig. 4,311.1 E).

On obtient des avantages analogues en aplatissant l'extrémité des tubes ronds, soit en forme de carré (Hawker - voir détail F), soit même complètement, jusqu'à faire se toucher leurs faces opposées (Blériot-Spad - v. fig. 4,311.1 G).

4,311.13 Signalons aussi les structures triangulées préconisées en France par l' Arsenal de l'Aéronautique pour les parties de fuselage travaillant à un taux élevé (par exemple bâti supportant le tandem de moteurs dont nous avons parlé en 1,222.2) et qui reconstituent « synthétiquement » un treillis en tubes par deux demi-coquilles en tôle d'acier, découpées d'abord à plat au dessin général du treillis désiré, et dont les diverses barres sont ensuite embouties selon leur axe



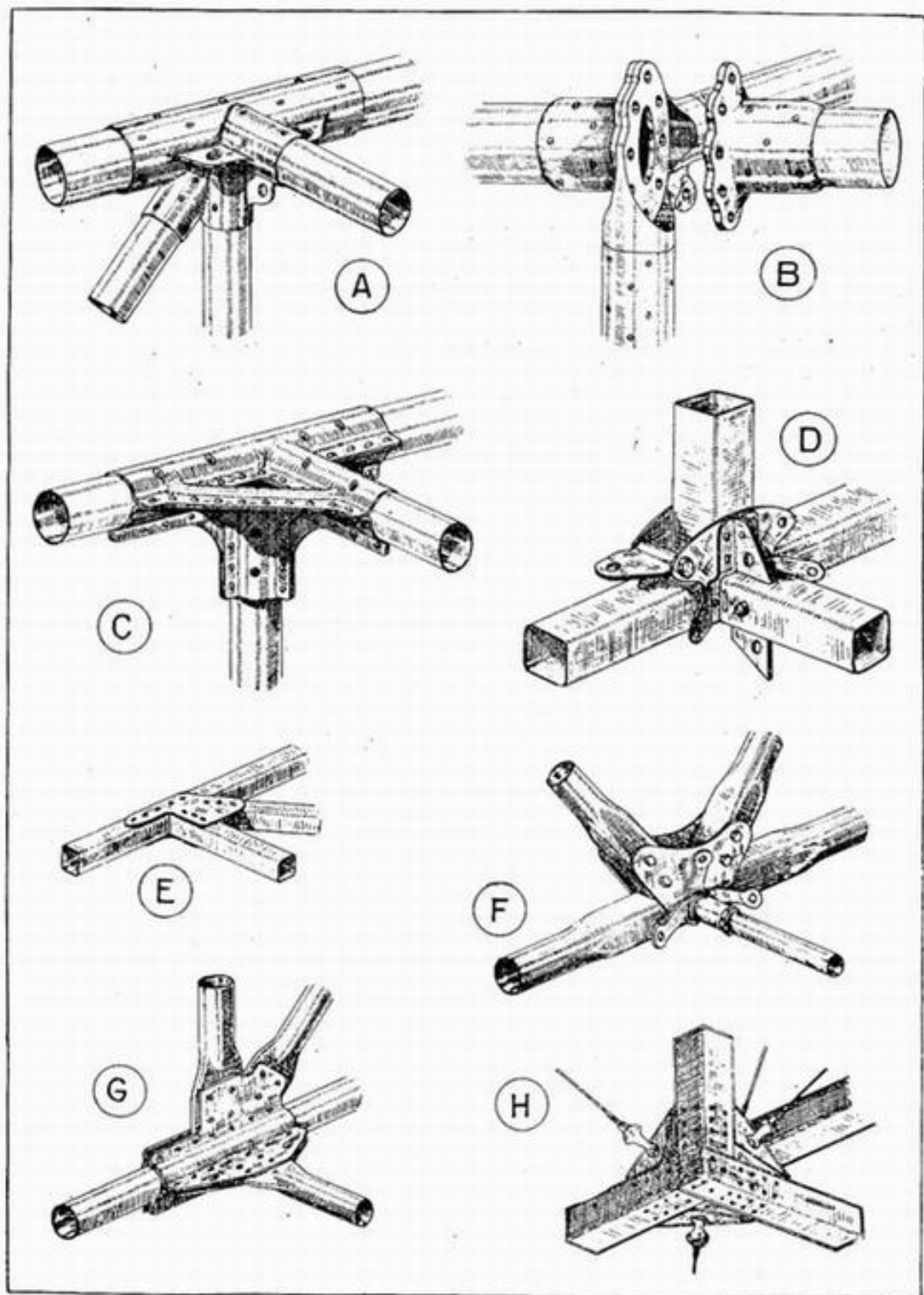


Fig. 4.311.1.

en forme de demi-tubes, puis soudées bord à bord. Ce procédé facilite beaucoup les assemblages puisque les nœuds sont préexistants et correspondent à une continuité absolue de la matière. De plus, on peut introduire entre les deux coquilles, aux points d'attache avec des éléments extérieurs, des ferrures qu'on emprisonne d'abord dans le nœud d'assemblage, en les laissant flottantes pendant la soudure de l'ensemble, libérant ainsi le treillis de toute tolérance précise de fabrication, et qu'on rive en fin d'opération et sur gabarit d'interchangeabilité à la position rigoureuse qu'elles doivent occuper (Cf. 5,524-34).

#### 4,311.2 Construction en profilés.

Certains fuselages ont été construits en profilés de duralumin en T, en U ou en cornières (v. fig. 4,311.1 H).

L'assemblage se fait facilement à l'aide de tôles pliées, formant goussets, rivées sur les barres et servant d'attaches au croisillonnement.

Mais ce type de construction est plus lourd que la construction en tubes, les profilés ouverts travaillant assez mal au flambage. De plus, les fibres neutres des différentes barres du treillis ne sont pas concourantes et en particulier l'attache du haubanage sur les goussets crée un moment aux appuis qui favorise encore le flambage prématuré des profilés.

#### 4,311.3 Capotage et entoilage.

Les carcasses supportant l'entoilage des fuselages en treillis métallique et donnant la forme extérieure sont généralement en bois.

Il n'est pas avantageux de les faire en métal, car, à poids égal, on n'a pas, avec l'épaisseur de métal employée dans cette carcasse, une rigidité locale suffisante pour résister aux chocs inévitables dans la manutention des avions.

### 4,312 *CONSTRUCTION EN COQUE*

#### 4,312.1 Architecture générale.

On peut distinguer plusieurs types de coques :

4,312.11 — La coque sans ossature, constituée uniquement par une tôle formée sans organes transversaux ni longitudinaux, comme un simple cornet de papier (exemple : avion-école américain Ryan).

Ces coques sont rares car la résistance du revêtement à la compression (flexion et plissement local) nécessite des épaisseurs élevées. On peut cependant rapprocher de ce type de coque le « corps creux » Kellner-Béchereau, avec un raidissage purement local ne formant pas un système d'ensemble, dont nous avons parlé pour les ailes (Cf. 4,111.423) et qui trouve mieux encore son application dans les fuselages (Spad 510).

4,312.12 — La coque à système transversal pur, constituée par un revêtement et des couples régulièrement espacés, maintenant l'indéformabilité de la section sans éléments longitudinaux. La partie arrière du Vultee V 11 A en est un exemple tout à fait typique (voir fig. 4,312.12). Les couples sont assez rapprochés (350 mm environ) et la tôle épaisse (1 à 2 mm).

4,312.13

— La coque à système transversal et longitudinal (v. fig. 4,312.13) la plus fréquente en pratique, constituée par un revêtement soutenu par des couples régulièrement espacés et des lisses longitudinales.

Cette construction étant de beaucoup la plus répandue, c'est d'elle surtout

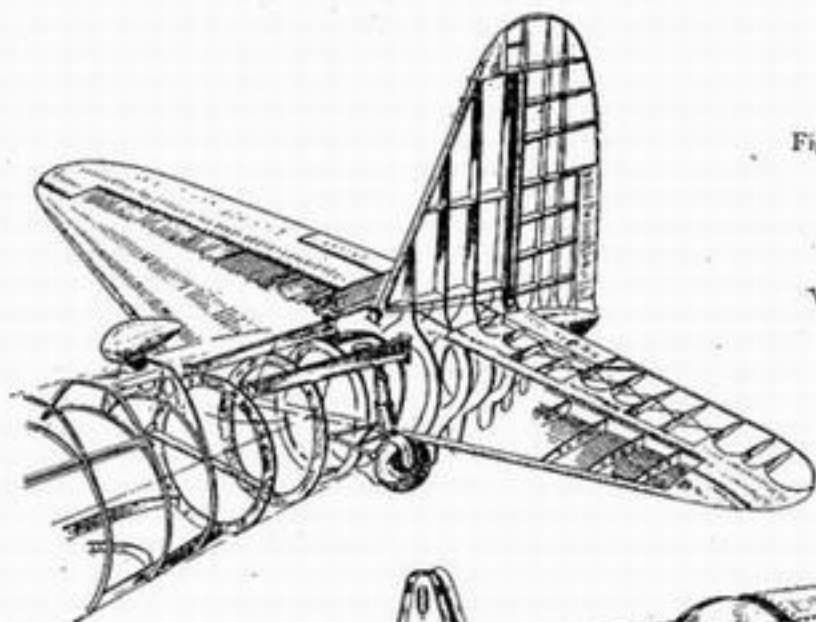


Fig. 4,312.12.

Vultee V.11

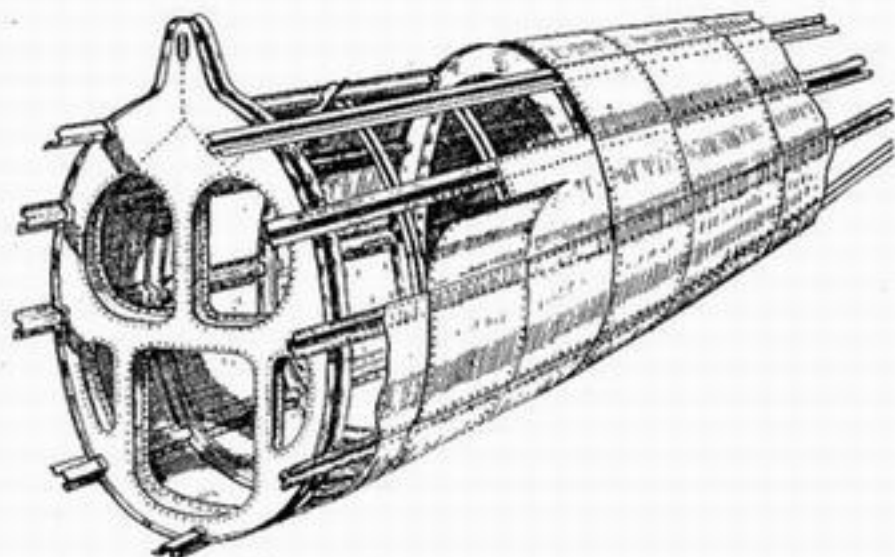


Fig. 4,312.13.

que nous parlerons dans la description des éléments principaux, que nous allons maintenant aborder.

4,312.2

### Éléments principaux.

Nous passerons rapidement sur cette description, dans laquelle nous retrouverons beaucoup de choses déjà vues à propos des voilures, notamment en 4,112.42 en ce qui concerne le raidissage des tôles.

4,312.21

#### *Couples.*

4,312.211

Les couples courants sont en général de simples cerces constituées par des profilés simples, ouverts ou fermés. Rappelons que les profilés fermés augmentent le travail de rivetage et rendent impossible la surveillance au point de vue corrosion, ce qui est particulièrement fâcheux pour les coques d'hydravions, en contact permanent avec l'eau de mer.

Les attaches de voilure, d'atterrisseur, de bâti-moteur se font sur des couples principaux, généralement composés, et comportant des profilés cintrés ou des flasques de tôle découpés, reliés par des tôles pliées pour constituer un caisson fermé (v. fig. 4,312.13).

4,312.212

Ces couples principaux, ceux du moins où se fait la traversée des éléments principaux de résistance de la voilure, sont parfois des pièces très importantes et très lourdes.

Chaque fois que c'est possible, ils sont d'ailleurs traversés en ligne droite par des éléments qui prolongent exactement les semelles de longerons : ainsi les semelles d'acier traversant les deux cadres principaux du Lioré 45, et le cadre principal du Morane 406. Mais cela peut devenir impossible, notamment dans le cas d'une aile médiane et d'une circulation indispensable à assurer largement à l'intérieur (avion de transport de passagers par exemple).

On est alors obligé de détourner les efforts par la périphérie, et il faut réaliser un cadre extrêmement solide et indéformable. Ainsi sur le bimoteur de transport à aile médiane SO. 30 R (v. planche II), les deux cadres principaux de fuselage ont un dessin en forme de losange avec un poinçon central, de manière à laisser la place nécessaire aux portes de circulation. Beaucoup de soin doit être apporté à l'étude de tels cadres pour éviter les efforts secondaires et lever l'indétermination qui peut exister sur le cheminement et la répartition des efforts principaux. Des essais statiques sont souvent nécessaires.

Les deux cas sont parfois réunis sur un même avion : ainsi dans le Bréguet 691-693 à aile médiane, le cadre principal avant contient des traverses en acier, et le cadre principal arrière, entièrement en acier spécial, est évidé pour laisser le passage libre.

4,312.213

Pour des pièces aussi massives, il devient particulièrement intéressant d'essayer comparativement une réalisation en alliage léger moulé, comme nous l'avons indiqué très brièvement en 4,013.13. L'expérience a été poussée jusqu'au bout pour le cas particulier du Bréguet 691-693, et le cadre arrière en alliage W 41 qui a été mis au point, et aurait été substitué au précédent dans la fabrication de série, si celle-ci n'avait été interrompue, ne pesait plus que 32 kg contre 68, et ne demandait plus chez l'avionneur que 60 heures de travail contre 510 pour le cadre initial, et ceci pour un prix d'ébauche augmenté seulement de 6.100 à 7.200 francs. La section était en I, avec des renforts et évidements locaux, et les seuls points restant à usiner étaient les appuis des ferrures de fixation de voilure. Les photographies n° 43 et 44 permettent de comparer ces deux réalisations.

4,312.22

#### *Éléments longitudinaux.*

On utilise, comme pour les lisses de voilure, des profilés de formes variées : cornières (Potez 63, Bloch 152, Bréguet 691-693, v. fig. 4,312.22 A), U fermés par le revêtement, et nécessitant donc 2 lignes de rivetage (exemples : ancienne coque Dewoitine, fig. 4,312.13 - Lioré 45, Bloch 175, fig. 4,312.22 B) ou au contraire rivés par leur sommet et ne demandant plus qu'une seule ligne de rivetage (ex. : Messerschmitt 109, voir ci-après fig. 4,312.25); profilés divers tels que Z, etc.

Il arrive souvent qu'on rencontre des raidisseurs longitudinaux plus importants, jouant le rôle de longerons. Ils se font alors en profilés fermés : U fermés par le revêtement par exemple (voir Amiot 351-354, fig. 4,312.24 D). C'est le cas de nombreuses coques Dewoitine.

Enfin dans certaines régions où les efforts de compression sont particulière-



ment intenses — notamment dans les parties de revêtement assurant la continuité au voisinage de larges ouvertures — on emploie quelquefois un raidissage par tôle

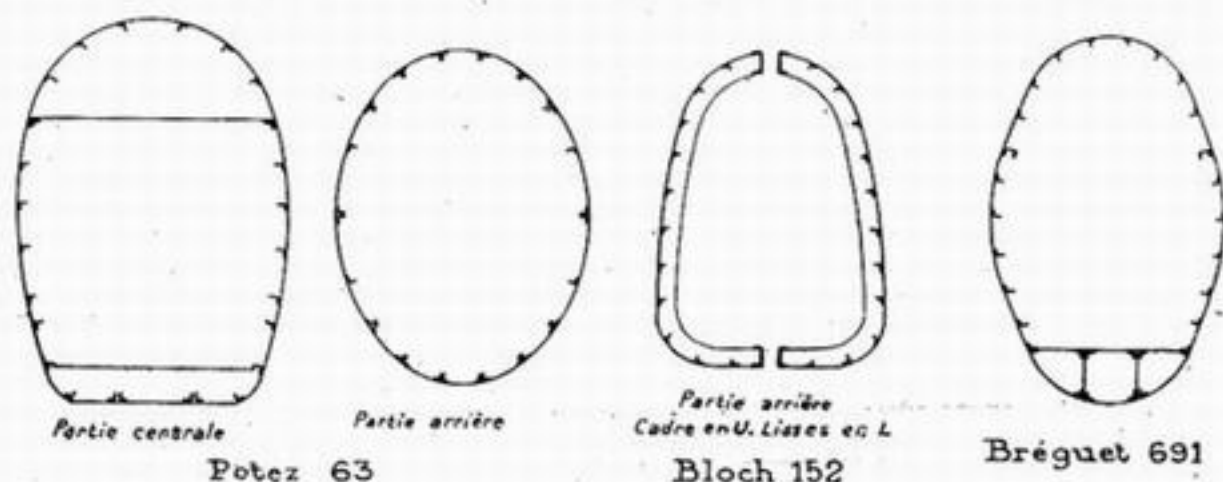


Fig. 4.312.22 A.

Lisses en profilés ouverts.

ondulée. Cette solution est cependant plus rare dans les fuselages que dans les voilures.

La tôle ondulée était laissée apparente à l'extérieur dans le revêtement de fuselage du Junkers 52 — de même qu'autrefois certains raidisseurs longi-

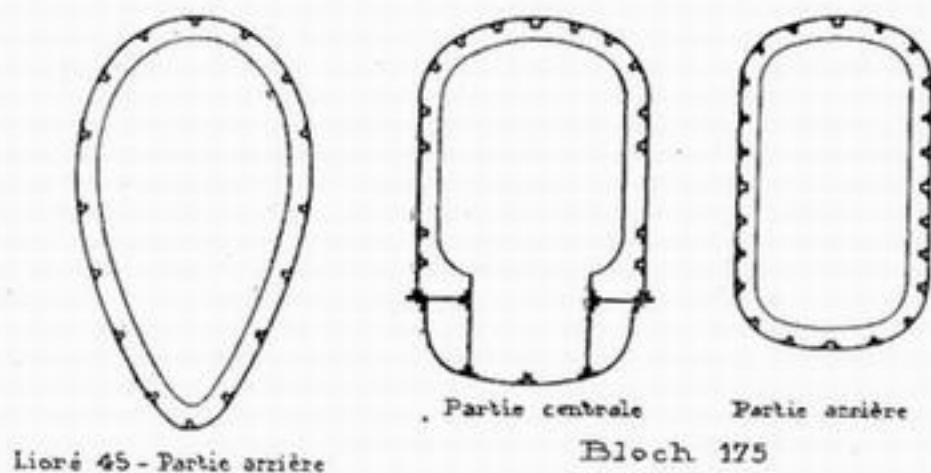


Fig. 4.312.22 B.

Lisses en profilés fermés.

tudinaux en profilés fermés étaient laissés à l'extérieur, sous prétexte qu'ils étaient « dans le sens des filets d'air » (exemple : Bloch 200 et 210), ce qui avait évidemment l'avantage de faciliter considérablement le problème du croisement des raidisseurs, dont nous parlerons ci-après en 4.312.24. De telles solutions sont inadmissibles désormais pour des raisons aérodynamiques évidentes (traînée de frottement).

#### 4.312.23 Revêtement.

Pour avoir une surface unie, le rivetage se fait soit avec des rivets à tête très plate, soit, de préférence (au moins dans la région d'écoulement laminaire, c'est-à-dire en avant du maître-couple - voir en 3.113.4), avec des rivets à tête noyée.

Le tableau ci-après donne en millimètres les valeurs préconisées en Amérique pour les rivetages de coques :

Épaisseur de tôle	Diamètre du rivet	Distance du bord de la tôle	Écartement des rivets dans 1 rangée		Écartement des rangées de rivets
			Étanche à l'eau	Non étanche	
0,25	2	4	8	8	6,5
0,35	2	4	8	8	6,5
0,5	2	4	8	8	6,5
0,64	2,5	6	10	10	8,5
0,8	3	7	12	12	9
1	3	9	12	17	10,5
1,25	4	9	16	22	12,5
1,5	4	10	16	22	12,5
1,6	4	10	16	22	12,5
2	6	12	24	28	16
2,15	8	15	32	42	23
3	9	17	36	46	19

#### 4.312.24 Croisement des couples et des lisses.

En général les lisses sont *continues tout le long de la coque*, et leur croisement avec les couples peut se faire de plusieurs façons que nous ne faisons qu'énumérer puisqu'elles ont été analysées en 4.112.422.1.

On peut fixer le revêtement uniquement sur les lisses, celles-ci reposant d'autre part sur les couples (fig. 4.312.24 A). Cette solution, analogue à celle que

Fig. 4.312.24 A.

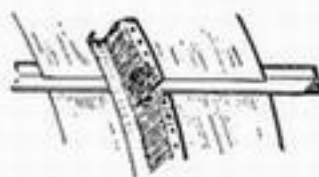
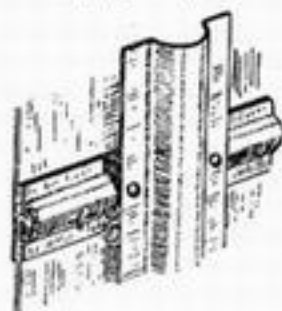


Fig. 4.312.24 B.

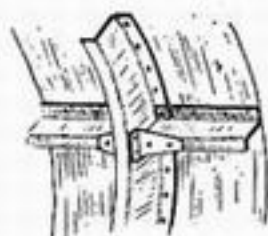
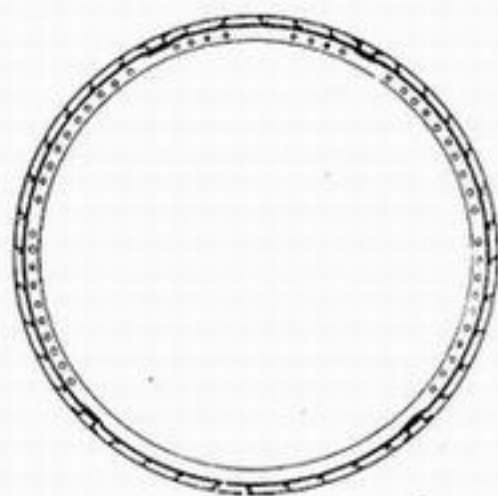


Fig. 4.312.24 C.



Amiot 351-354

Fig. 4.312.24 D.

nous avons rencontrée pour l'aile de l'Amiot 351-354, est aussi celle du fuselage du même avion (v. fig. 4.312.24 D).

Autant que possible cependant, le revêtement est fixé à la fois aux lisses et aux couples. Les couples, soit en caisson, soit en profilés ouverts, sont entaillés pour laisser passer les lisses continues. C'est le cas des coques Dewoitine (v. fig. 4.312.13). A la traversée des couples, les lisses peuvent être réunies à ceux-ci seulement par leur liaison commune avec le revêtement, ou encore par une liaison

supplémentaire, par exemple une tôle pliée (Bloch 175) ou un gousset de forme appropriée (Lioré 45) en tôle raidie par des bords tombés.

Plus rarement, les lisses sont interrompues au passage des couples, auxquels elles sont reliées (v. fig. 4,312.24 C).

4,312.25

*Raidisseurs constitués par des bords tombés du revêtement.*

Dans certaines coques Northrop, les lisses sont constituées par un bord tombé du revêtement qui passe dans une échancrure des couples (v. fig. 4,312.25 A).

Dans la coque de l'avion de tourisme Messerschmitt 108 « Taifun » c'est exactement l'inverse : les couples sont constitués par des bords tombés du revêtement. Les panneaux de revêtement forment des demi-coquilles : ils sont fabriqués à la presse à étirer et comportent à leur extrémité arrière un bord tombé en Z qui constitue le couple, l'extrémité avant non formée chevauchant le

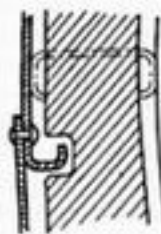
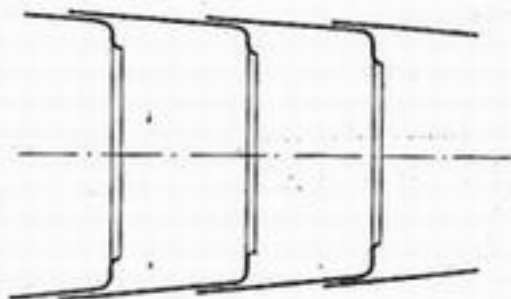


Fig. 4.312.25 A.



Messerschmitt 108 "Taifun"

Fig. 4.312.25 B.

panneau précédent, sans soyage<sup>(1)</sup> (v. fig. 4,312.25 B).

La solution est plus poussée encore dans les avions de chasse Messerschmitt

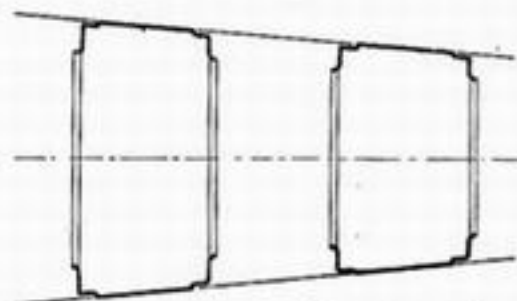


Fig. 4.312.25 C.

Coque des Messerschmitt 109 et 110.



109 et 110, toujours en deux demi-coquilles : en effet, un panneau sur deux comporte un bord tombé en Z à chacune de ses extrémités ; le sens du Z est alors alterné d'un couple à l'autre (v. fig. 4,312.25 C). Les demi-viroles à bords tombés sont réunies entre elles par de simples viroles

de tôle non travaillée, rivées aux précédentes avec un soyage. Le nombre de pièces et les travaux de formage sont ainsi réduits au minimum.

4,313

## FUSÉAUX-MOTEURS

Les nacelles de fuseaux-moteurs sont établies suivant les mêmes principes que les fuselages, avec cette différence que leur structure peut être d'un échantillonnage beaucoup plus léger, puisqu'elles ne supportent pas d'efforts généraux dans le cas, à peu près universel actuellement, où il existe un bâti-moteur relié aux pièces maîtresses de la structure d'aile. Si les nacelles elles-mêmes doivent supporter entièrement le moteur, elles doivent bien entendu être renforcées en conséquence.

(1) Pour la définition de ce terme, se reporter à 4,711.3.

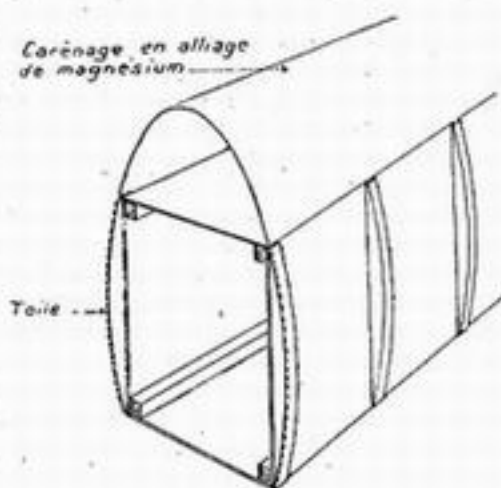
## 4,32 — CONSTRUCTION EN BOIS

321 Fuselages en treillis.

Dans les fuselages en bois construits en treillis, la fabrication des longerons est la même que celle des longerons d'ailes, bien que plus simple. Ils peuvent être en bois plein, de section carrée, variant suivant l'importance des efforts, ou en bois toupillé de section rectangulaire, ou même en caisson comme pour les voilures, quoique ce soit beaucoup plus rare.

Les montants verticaux et les traverses horizontales servent à réunir les longerons. Ils ne travaillent qu'à la compression et se font presque toujours en spruce. Leur constitution ressemble à celle déjà indiquée pour les entretoises d'ailes.

Quelquefois aussi les croisillons sont remplacés par des panneaux travaillants en contre-plaqué qui peuvent être soit le revêtement lui-même, soit des panneaux intérieurs comme dans le Caudron 714 de chasse (v. fig. 4,321) les flancs galbés étant seulement entoilés. Sur cet appareil, les carénages supérieur et inférieur (habillage aérodynamique) sont faits en tôle de magnésium très légère avec de petits raidisseurs, et fixés l'un sur la partie supérieure, et l'autre sur la partie inférieure de la poutre carrée.



Caudron 714 (Schéma de principe)  
Fig. 4,321.

322 Coques en bois.

Les coques en bois ont été d'abord construites par enroulement de bandes de placage sur un moule (v. fig. 4,322.1), de façon à réaliser sur place et à la demande un revêtement de contreplaqué d'une épaisseur variant de 3 à 8 mm suivant les appareils.

Les nécessités d'aménagement (postes de pilote et d'observateurs, trous de lance-bombes ou de largage de réservoirs, portes diverses), obligeaient à percer la coque de trous importants, placés dans les régions qui travaillent le plus sous les efforts de flexion.

Aussi était-on, en général, conduit à renforcer ces coques à l'aide de « cerces » en bois découpé et cintré, et de longerons ou lisses de petites dimensions consti-

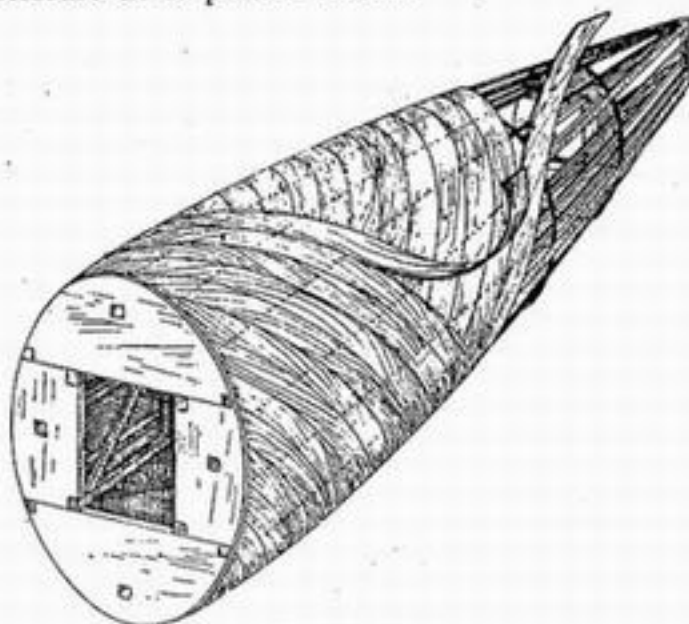
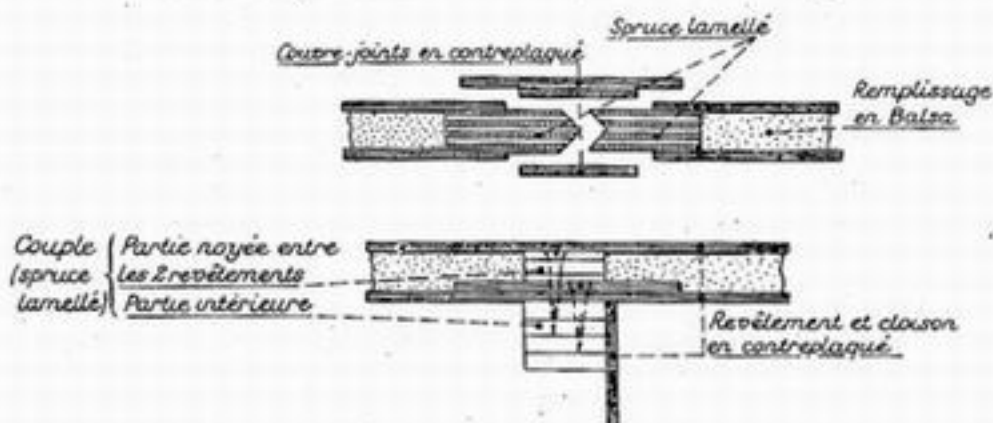


Fig. 4,322.1.



tuant une carcasse intérieure et facilitant les attaches des organes du fuselage, en particulier des longerons-support moteur (Nieuport 62).

### Assemblage des 2 demi-coquille de fuselage



### Assemblage du revêtement sur un couple principal

Fig. 4,322.2.

Fuselage du bimoteur de Havilland « Mosquito ».

4,322.2

On revient maintenant au moulage, mais perfectionné par deux procédés modernes : le procédé Brodeau et le procédé Pleyel, qui ont déjà été mentionnés en 4,125 et seront décrits en 5,311. Nous n'y reviendrons pas ici.

Nous avons parlé également en 4,125.4 de la construction du « Mosquito » qui à bien des égards rappelle le procédé Brodeau. C'est encore plus vrai pour le fuselage que pour l'aile, comme le montre la figure 4,322.2 dans laquelle on remarquera le procédé d'assemblage des deux demi-coquilles, et les couples qui doivent évidemment intéresser les deux revêtements de contreplaqué, et dont la partie essentielle est donc celle qui est noyée entre ces deux revêtements et doit être incorporée à la construction au cours du moulage.

Arsenal V.G. 33  
Schéma de principe

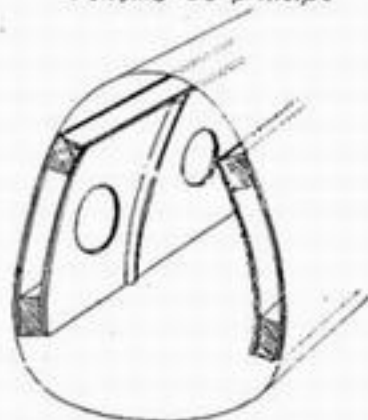


Fig. 4,323.

4,323

### Poutres-caissons latérales.

Signalons pour finir une construction qui n'est ni de la coque, ni du treillis, et dont on trouve un exemple sur l'avion Arsenal VG 33 (v. planche I). Cette construction comporte deux fortes poutres-caissons latérales suffisamment définies par la figure 4,323. Le reste n'est que de l'habillage.

## 4,33 - PRÉVISION DES ACCIDENTS

4,33<sup>1</sup>

### Capotage à l'atterrissage.

4,33<sup>1.1</sup>

Avec les avions à aile basse rien ne protège l'équipage contre l'écrasement lorsque l'avion se retourne violemment au sol — contrairement à ce qui se passait avec les anciens avions à aile haute ou parasols.

Les Américains se sont les premiers souciés du problème et ont imposé sur tous les avions légers, pour ce cas d'utilisation quelque peu anormal, des conditions de calcul sanctionnées par un essai statique effectif.

De telles conditions de calcul sont forcément arbitraires. Mais dans un problème comme celui-là, mieux vaut quelque chose d'imparfait que rien du tout.

En France, le Règlement 2004/B (Article VII, § 6) impose pour tous les avions de poids inférieur à 9 tonnes, un effort égal à  $2P$ , appliqué au point de rencontre du fuselage avec le sol (1), et pouvant faire un angle de  $15^\circ$  avec la verticale dans une direction quelconque.

4,331.2 L'application matérielle de telles conditions de résistance est particulièrement délicate avec les avions modernes qui ont souvent des superstructures très légères sur le dessus.

En fait on réalise souvent cette protection, notamment en Amérique et en Hollande (avion Koolhoven) par une espèce de pylône (v. fig. 4,331.2) en tubes soudés très forts, terminé par un sabot pour éviter qu'il s'enfonce excessivement dans un sol meuble; cette pyramide est située derrière le pilote, ou entre les membres de l'équipage, et incluse à l'intérieur des habitacles vitrés pour ne pas occasionner de résistance aérodynamique supplémentaire.

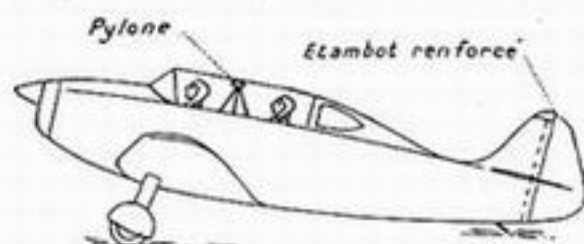


Fig. 4,331.2.

L'empennage vertical n'est pas une mauvaise protection, à condition qu'il soit spécialement renforcé dans ce but et que des précautions soient prises pour éviter un enfoncement excessif dans le sol.

#### 4,332 Atterrissage train escamoté.

Lorsque par suite d'un incident mécanique, le train refuse de sortir pour l'atterrissage, l'expérience montre qu'en général, celui-ci se passe sans inconvénients graves pour le personnel (Cf. 1,510.14). Mais le matériel risque d'être fortement détérioré, à moins qu'on ne prenne à cet effet des précautions qui doivent être prévues dès la conception, et qui, relativement faciles à prendre à ce stade, peuvent obtenir des résultats excellents.

4,332.1 En particulier, on doit avoir soin de prévoir, dans les parties basses des avions, une prédominance des éléments résistants longitudinaux sur les éléments résistants transversaux, de façon à faciliter le glissement de l'appareil « sur le ventre ».

Par exemple, le bimoteur Bréguet 691-693, obligé en raison de son aile médiane de glisser uniquement en pareil cas sur la partie inférieure du fuselage, labourait généralement le sol par ses cadres principaux, faute d'éléments longitudinaux inférieurs suffisants, et se trouvait fortement détérioré.

Au contraire, dans le monomoteur de chasse Curtiss 75 à aile basse, la question avait été remarquablement prévue. La jonction centrale des ailes sous le fuselage, réalisée par boulonnage de deux fortes cornières (voir ci-après en 4,712.1)

(1) L'avion est supposé reposer à l'envers sur le sol, sur le fuselage et l'empennage vertical. Il est évident que pour faire ce calcul sérieusement, il faut supposer froissées ou arrachées toutes les parties légères (superstructures, carénages, etc.) et regarder quelles sont les pièces maîtresses de résistance pouvant alors porter sur le sol. Ceci peut conduire à plusieurs cas, selon les éléments qu'on suppose arrachés : il sera bon de considérer aussi le cas où l'empennage vertical est lui-même arraché ou couché.

était en outre protégée par une sorte de ski en duralumin de forte section, grâce auquel les atterrissages train escamoté se faisaient couramment sans autre dommage pour l'avion (abstraction faite de l'hélice, du moteur et de son bâti) que l'arrachement des canalisations d'essence, situées nécessairement aux points bas, et le froissement de quelques carénages extérieurs qui les recouvraient.

En bref, cet atterrissage ressemblait beaucoup à l'atterrissage normal des planeurs de vol à voile sur leur patin (voir ci-après 12,126).

4,332.2

On pourrait probablement, en étudiant attentivement le problème, réaliser des protections équivalentes pour les fuseaux-moteurs latéraux des bimoteurs, en se servant des atterrisseurs en position escamotée. En Amérique notamment, diverses prescriptions ont eu cet objet, ou un objet voisin. En particulier, on a été jusqu'à exiger, dans certains cas, que l'atterrisseur soit capable de porter l'avion en n'importe quel point de sa trajectoire d'escamotage, ce qui exigeait entre autres choses l'irréversibilité du système d'escamotage. (v. ci-après 4,421.12). Sans aller aussi loin, retenons du moins le vif intérêt qui s'attache à éviter que des pièces susceptibles de buter dans le sol et de s'arc-bouter (montants d'atterrisseurs, genoux d'articulation, etc.), viennent en position d'escamotage à se trouver en avant et au-dessous de la roue.

Notons enfin que les atterrisseurs dans lesquels la roue, au lieu de s'escamoter entièrement, reste très légèrement dépassante, se présentent particulièrement bien à ce point de vue (exemples : Douglas DC 3, Boeing B 17 « Forteresse Volante »).

4,333

### Évacuation.

4,333.1

Il est indispensable, en cas d'atterrissage anormal, de prévoir l'évacuation du personnel.

Il faut d'abord que cette évacuation soit *possible*. Les portes des issues normales d'accès qui risquent d'être détériorées et coincées, doivent donc être rendues largables. Mais ces issues risquent d'être entièrement condamnées : c'est le cas par exemple des postes qui ne comportent qu'une entrée inférieure, dans le cas où l'avion est obligé de se poser atterrisseur escamoté (exemple : poste radio à l'arrière de l'Amiot 351-354). Ces issues doivent alors être doublées : sur l'avion qui vient d'être cité, on a dû rajouter à cet effet une trappe de sortie sur le dessus du fuselage.

4,333.2

Cette évacuation doit également être *rapide*, car tous les atterrissages anormaux s'accompagnent de risques sérieux d'incendie : comme nous l'avons dit en 4,332.1, les canalisations d'essence, nécessairement situées aux points bas, sont généralement arrachées.

La rapidité d'évacuation est particulièrement difficile à réaliser sur les appareils contenant beaucoup de personnel : par exemple, les avions de transport commerciaux. C'est pourquoi les règlements techniques applicables aux appareils commerciaux imposent la multiplication des issues : en France, on en exige une au moins pour huit personnes. Ces issues comprennent bien entendu les portes normales d'accès; le complément doit être fourni par des issues de secours dont les dimensions sont au moins de 60 × 50 cm.



## 4,4 — ATERRISSEURS

---

Les atterrisseurs servent à assurer d'une part l'absorption de l'énergie verticale de l'avion à l'atterrissage et sa suspension, d'autre part la stabilité et la maniabilité au sol de l'appareil, enfin le freinage lors de l'atterrissage. La première tâche est plus proprement dévolue aux amortisseurs, la deuxième à la formule générale de l'atterrisseur (tricycle, classique, etc.) et à sa disposition particulière : déport, écartement des roues, centrage, etc... Enfin la fonction de freinage est assurée par les roues et freins <sup>(1)</sup>.

Un élément commun intervient dans toutes ces questions à la fois : suspension, stabilité, maniabilité, freinage : c'est l'organe même de contact entre l'avion et le sol, le pneumatique.

Nous étudierons successivement ci-après ces divers éléments.

### 4,40 RÉSISTANCE DES ATERRISSEURS

Le problème de la résistance des atterrisseurs est l'un des plus délicats et des plus discutés de la construction aéronautique.

4,401 Tout a concouru en effet dans l'évolution de la technique à rendre plus critique la résistance des atterrisseurs.

D'abord la vitesse de descente — et donc la violence du choc possible à l'impact — ont été fortement accrues par l'apparition des dispositifs hypersustentateurs, surtout ceux d'entre eux qui augmentent beaucoup la traînée, comme par exemple les volets d'intrados.

Ensuite les progrès réalisés au point de vue des qualités de vol aux grands angles d'attaque ont eu pour effet de donner une confiance peut-être excessive aux utilisateurs, qui très souvent n'hésitent plus maintenant, sentant leur appareil encore très maniable, à descendre à des incidences qu'ils n'auraient jamais osé pratiquer autrefois sous peine de vrille.

Enfin, les grandes vitesses de roulement dues aux augmentations de la charge alaire ont rendu beaucoup plus durs les effets des irrégularités de terrain. Elles ont accru aussi la violence des chevaux de bois dont l'accélération latérale est fonction de  $V^2/R$ . Autrefois on ne constatait pas beaucoup de ruptures de train en cheval de bois parce que tous les avions chaviraient avant d'avoir atteint la limite de résistance du train. Maintenant que les voies d'atterrisseurs sont très élargies l'avion ne chavire plus mais le train se brise au cheval de bois.

4,402 De même que pour la voilure (Cf. 4,021.20) il ne saurait être question d'encaisser sans dépassement de la limite élastique les efforts les plus violents susceptibles de se produire. Il faut donc définir un compromis raisonnable basé sur des conditions d'utilisation vraisemblables, ce qui comporte nécessairement une superposition d'hypothèses plus ou moins arbitraires, qu'on s'efforce de remettre à jour périodiquement.

(1) Sans exclusivité d'ailleurs, car nous avons vu en 3,241 que cette fonction de freinage peut être remplie aussi par des hélices à pas réversible.



Le Fascicule Air 2004 B cherche d'abord à déterminer les efforts développés à l'atterrissage par le calcul de la hauteur de chute; il s'occupe ensuite de l'absorption de cette énergie en imposant un certain nombre de conditions de course et de rendement des amortisseurs et des pneumatiques.

Les cas de calcul prévus sont nombreux. Leur énumération figure en 14,17 et nous n'y reviendrons pas ici. Notons seulement que le cas d'atterrissage piqué est moins destiné au cas très rare où l'avion percute en ligne de descente, qu'à celui, beaucoup plus fréquent, où l'avion en ligne de vol rencontre une inégalité de terrain assez importante. Les ruptures nombreuses provenant des chevaux de bois ont conduit à ajouter au cas d'atterrissage ripé (qui subsiste avec un angle de ripé de  $15^{\circ}$ ) un cas de calcul ne comportant qu'un coefficient de 1,5 et non plus les charges d'atterrissage, mais où l'angle de ripé est porté à  $45^{\circ}$ , sauf si le ripé maximum possible est limité avant cette valeur par le chavirement.

4,403

On doit insister sur le fait que le nombre considérable des avaries systématiques d'atterrisseurs commande absolument de ne pas lésiner sur la résistance de ces organes, et de la prévoir plutôt surabondante. Il ne faut jamais perdre de vue que, dans toutes ces dernières années, les atterrisseurs ont été à eux seuls une cause de casses de matériel au moins égale à toutes les autres causes réunies. Cette question mérite donc de larges sacrifices.

#### 4,41 - CHARPENTE

4,410

Mentionnons d'abord, pour n'y plus revenir, le cas où la charpente d'atterrisseur est entièrement fixe et rigide, comme le reste de la structure du planeur, les rôles de suspension et d'amortissement étant entièrement confiés à la roue elle-même.

A l'apparition des pneumatiques à très basse pression, dits « pneus ballons », on a vu certains appareils légers dans lesquels, par raison d'économie, il n'y avait pas d'autre organe élastique que le pneumatique, dont le boudin était d'ailleurs hypertrophié jusqu'à réduire la roue à une simple fusée. Nous verrons en 4,442.1 qu'on ne peut aller aussi loin dans cette voie sans rencontrer des inconvénients sérieux.

On a également réalisé des roues dites « élastiques » qui sont en réalité des sortes de jantes mobiles roulant sur un tambour complexe comportant un amortisseur. Celui-ci était dans le Bréguet 19 un amortisseur à sandows; on a réalisé aussi des roues élastiques incorporant un amortisseur oléopneumatique : ainsi la roue élastique Messier (dont un exemplaire a été essayé sur Spad 510), la roue élastique Dowty, qui équipe le Westland « Lysander », etc...

D'une manière générale, ces systèmes ingénieux, qui ont pu convenir pour certains avions anciens, limitent par leur principe même la course d'amortisseur une trop faible valeur pour convenir aux avions modernes, et doivent être résolument écartés.

Nous ne nous occuperons donc désormais que des systèmes comportant un amortisseur en dehors de la roue, et par conséquent des parties mobiles se déplaçant sous l'effet des chocs dus aux inégalités du sol lors du roulement, et que nous appellerons « parties oscillantes » plutôt que « parties mobiles » pour éviter toute confusion avec les pièces et ensembles qui se déplacent lors de l'esca-motage.

## ATTERRISEUR TRIÈDRE

Pour ne parler que des atterrisseurs à demi-trains indépendants, seuls utilisés aujourd'hui, le type le plus ancien est le train trièdre, dans lequel les diverses jambes de contreventement se rejoignent à la roue. Comme il faut bien que les efforts dirigés latéralement ou d'avant en arrière soient encaissés, l'immense majorité des atterrisseurs (sauf seulement les monojambes à encastrement complet dans une ferrure cylindrique, comme le Bréguet 27, le Simoun, le Messerschmitt 109) sont plus ou moins contreventés par des jambes obliques. De convention expresse, nous limitons ici l'appellation de « trièdres » à ceux dans lesquels la convergence de ces barres se fait sur l'essieu lui-même. Ceci exclut par exemple le Morane 406 (v. fig. 1,511.11 B) et le Dewoitine 520 (v. fig. 1,511.11 C) (1) que nous appellerons monojambes.

L'atterrisseur trièdre est généralement fixe, ou très rarement escamotable dans le fuselage : on a vu par exemple en 1,511.2 le cas du Grumman F<sub>3</sub>F<sub>1</sub> « Water-Drop » dont l'atterrisseur, quoique trièdre, s'escamote dans un fuselage ventru.

On distingue d'abord l'atterrisseur trièdre *avec essieu courbé* (Morane 230, v. fig. 4,411.1 ou Dewoitine 500). — Deux barres en V sont fixées en 2 points du

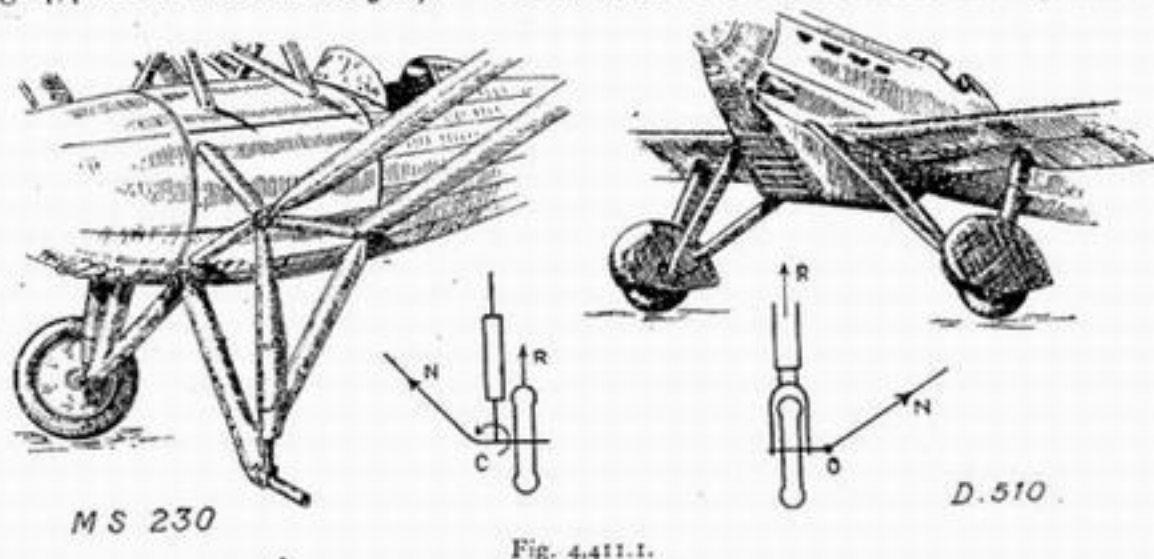


Fig. 4,411.1.

fuselage; l'une d'elles se coude et vient former essieu pour la roue. L'amortisseur est généralement contenu dans une barre verticale ou oblique articulée sur les précédentes et reliée suivant les cas à un point de la mâture (Morane 230), du fuselage (Potez 39 - v. fig. 1,113 C) ou de la voilure (Dewoitine 500-501).

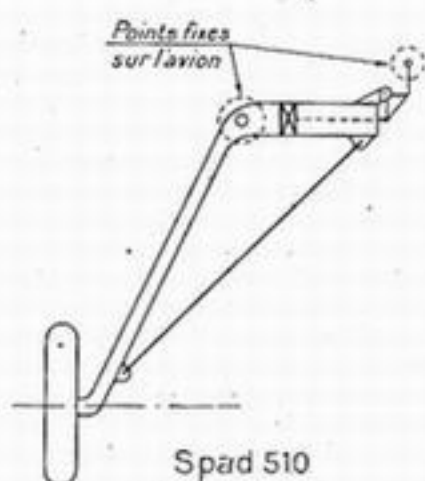
La roue étant en porte-à-faux, au delà de l'attache de la jambe élastique, introduit au droit de cette attache un moment de flexion qui est loin d'être négligeable et qui s'ajoute aux efforts de compression développés dans la jambe essieu. Le risque de flambage est donc grand (v. fig. 4,411.1).

Pour éviter ce moment fléchissant, on peut, comme dans le Dewoitine 510, soutenir l'essieu dans les 2 branches d'une fourche (v. fig. 4,411.1), qui porte l'amortisseur. La jambe oblique, au lieu d'être soumise comme précédemment à un moment d'extrémité, est articulée librement à ses deux bouts et travaille en compression pure.

Dans les atterrisseurs trièdres, l'amortisseur ne constitue pas toujours une

(1) Comme l'indique la légende de ces figures, les proportions y ont été fortement modifiées et il ne faudrait pas croire (pour le D 520 surtout) que les jambes de contreventement descendent aussi bas sur la jambe d'amortisseur.

jambe extérieure. Il arrive dans certaines solutions, qu'il ne subsiste qu'un simple Vé (généralement caréné) supportant la roue, et reportant les efforts à la manière d'un levier articulé (coudé ou non) à l'intérieur du fuselage, par exemple, où sont



Spad 510  
Fig. 4.411.3.

logés les amortisseurs. C'est la solution de deux avions monomoteurs d'observation, le Henschel 126 allemand et le polonais P Z L « Mewa » — ainsi que du Taylorcraft « Auster » (sandow's) du Delanne 10 C 2, et d'un avion de tourisme Roussel. Le Spad 510 (v. fig. 4,411.3) est une réalisation assez spéciale d'un principe similaire.

Si la barre de recul se rapproche de la barre avant, l'ensemble caréné finit par ne plus former qu'une seule pièce, et l'on passe ainsi par continuité à une espèce particulière de monojambe non coulissante, et ne contenant pas l'amortisseur dans son axe.

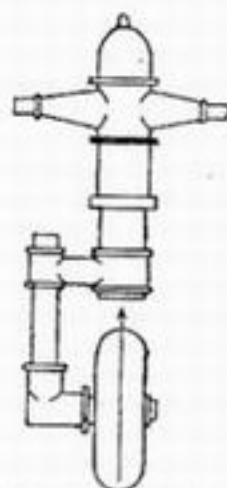
## ATTERRISSEUR MONOJAMBE

### Efforts à tenir.

Nous appelons monojambe tous les atterrisseurs qui ne comportent pas de contreventements reliés à la partie oscillante — étant bien entendu que la partie non oscillante, elle, peut être contreventée.

L'ossature principale de la partie oscillante est toujours un tube. Celui-ci, outre la compression axiale, est soumis aux efforts suivants :

- flexion d'avant en arrière, provenant soit d'un coup de frein, soit des réactions verticales du sol (choc à l'atterrissage, ou simplement poids de l'avion à supporter lors du roulement au sol ou même au repos) chaque fois que la jambe n'est pas verticale, et notamment dans l'assiette de l'avion au sol sur trois points;
- flexion latérale dans le cas d'atterrissage ripé, ou de virage dans le roulement au sol — et même au repos, chaque fois que la jambe n'est pas parallèle au plan de symétrie de l'avion (Messerschmitt 109) ou que le point de contact de la roue est déporté latéralement par rapport au point où l'axe de la monojambe perce le sol;
- torsion, qui peut provenir de plusieurs causes :
  - lorsque le point de contact de la roue en porte-à-faux n'est pas dans le prolongement de l'axe de la monojambe, la réaction du sol ne rencontre pas cet axe, et donne lieu par rapport à celui-ci à un moment de rotation qui ne devient nul que lorsque la réaction du sol est parallèle à cet axe (notamment lorsque la jambe est verticale et qu'il n'y a pas de freinage); il existe donc en général un moment de torsion, provenant soit du freinage, soit de l'inclinaison de la jambe, notamment dans le cas de l'avion reposant normalement au sol sur trois points;
- même lorsque la roue est dans l'axe de la monojambe (Cf. fig. 4,412.0), il subsiste encore au cours des virages dans le roulement au sol une légère torsion due à la composante de rotation de la monojambe autour de son axe et au frottement de pivotement du pneumatique sur le sol.



Glenn Martin 167  
Fig. 4.412.0.

4,412

4,412.0



4,412.1 Construction.4,412.11 Principe

En se plaçant au point de vue du contreventement de la monojambe, on peut distinguer :

— les monojambe soutenus par deux contrefiches, l'une latérale, l'autre généralement arrière (Morane 406, Hawker « Hurricane »);

— les monojambe que nous appellerons semi-encastées, dans lesquelles un encastrement remplace celle des contrefiches obliques qui ne participe pas à l'escamotage, c'est-à-dire la contrefiche arrière pour les atterrisseurs s'escamotant latéralement (exemples : Dewoitine 520, Bloch 152) et la contrefiche latérale pour les atterrisseurs s'escamotant vers l'arrière (ex. : Bréguet 691-693);

— les monojambe complètement encastées, c'est-à-dire entièrement ajustées dans une ferrure cylindrique, souvent portée par la voilure (Bréguet 27, Caudron « Simoun »). Cette formule, fréquente chez les trains fixes monojambe à fourche, n'exclut pas cependant l'escamotage (exemple : Messerschmitt 109, dans lequel la ferrure où s'encastre la jambe est basculante).

4,412.12 Partie non oscillante.

La partie non oscillante, usinée intérieurement pour le passage du tube formant l'ossature principale de la partie oscillante, peut être, selon sa forme extérieure :

— soit un tube (qui extérieurement reste brut) exemples : Bréguet 27, Caudron « Simoun », Morane-Saulnier 406;

— soit un caisson; celui-ci est généralement obtenu par fonderie d'alliage léger (souvent alliage W 41, tandis que nous verrons tout à l'heure que les « ponts » d'atterrisseurs sont plutôt en alliage de magnésium) — exemples : Dewoitine 520, Bloch 152, Bréguet 691-693, etc. Mais le caisson peut aussi être obtenu par d'autres procédés, notamment soudure autogène bord à bord de coquilles de forme en tôle d'acier très épaisse (environ 4 mm; exemple : Henschel 129).

4,412.13 Partie oscillante.4,412.131 Monojambe avec roue en porte-à-faux.

La solution la plus simple consiste à munir l'extrémité de la monojambe d'une fusée coudée sur laquelle la roue est montée en porte-à-faux. Cette disposition est absolument générale et obligatoire en Amérique sur les avions militaires, en vue d'assurer une démontabilité immédiate des roues, en évitant de les emprisonner à l'intérieur de fourches.

Plusieurs réalisations sont possibles :

La monojambe peut être rectiligne : c'est le cas sur la plupart des monomoteurs, notamment sur les avions de chasse : Dewoitine 520, Messerschmitt 109, Focke-Wulf 190, « Spitfire », « Typhoon », « Thunderbolt », etc. On en rencontre de plus en plus sur des bimoteurs comme le Messerschmitt 110, le Douglas DB 7, le Junkers 88, et même sur des appareils du plus fort tonnage — ainsi que le quadrimoteur de bombardement américain Douglas B 19 de 70 tonnes.

Lorsque la roue est disposée parallèlement à la jambe, le déport du point de



contact de la roue avec le sol, par rapport à l'axe de la monojambe, donne une flexion latérale supplémentaire et un moment de torsion important (voir ci-dessus 4,412.0).



Fig. 4,412.131

On peut chercher à réduire ces effets en coudant la monojambe.

C'est ce que font les Américains sur certains gros avions (Glenn Martin 167 — v. fig. 4,412.0 — Consolidated B 24 « Liberator », Glenn Martin B 26 « Marauder », etc.).

Pour éviter cette complication, on se contente parfois d'incliner la roue latéralement, de façon que son point de contact avec le sol soit dans le plan vertical passant par l'axe de la monojambe (v. fig. 4,412.131), mais ce n'est rigoureux que pour une assiette déterminée de l'avion (par ex-monojambe verticale). Pour des raisons de facilité d'escamotage, la roue est généralement située à l'intérieur de la voie, d'où un effet de carrossage inverse de celui généralement utilisé sur les voitures automobiles : notons qu'il en résulte un effet favorable en virage, la roue extérieure la plus chargée se trouvant couchée dans le sens le plus favorable à son adhérence au sol.

#### 4,412.132 *Monojambes à fourche.*

Enfin la roue peut être contenue dans une fourche. Cette disposition symétrique diminue aussi la flexion latérale de la jambe et sa torsion. Elle introduit par contre une complication supplémentaire pour le démontage de la roue et un risque de coincement par accumulation de boue entre les branches de la fourche. En contrepartie, celles-ci peuvent constituer des supports commodes pour des carénages de roue, aussi cette solution est-elle souvent adoptée pour les atterrisseurs monojambes non escamotables, dans lesquels le carénage de la roue est une nécessité aérodynamique (exemples : « Simoun », Bréguet 27, etc.).

On la rencontre aussi sur des atterrisseurs escamotables où elle est moins justifiée, comme par exemple sur les avions de chasse français Caudron 714, et italiens Breda 64 et 65, Fiat G 50 et Macchi C 200 — voire même sur quelques bimoteurs, comme le Bréguet 691-693 (v. fig. 4,412.132).

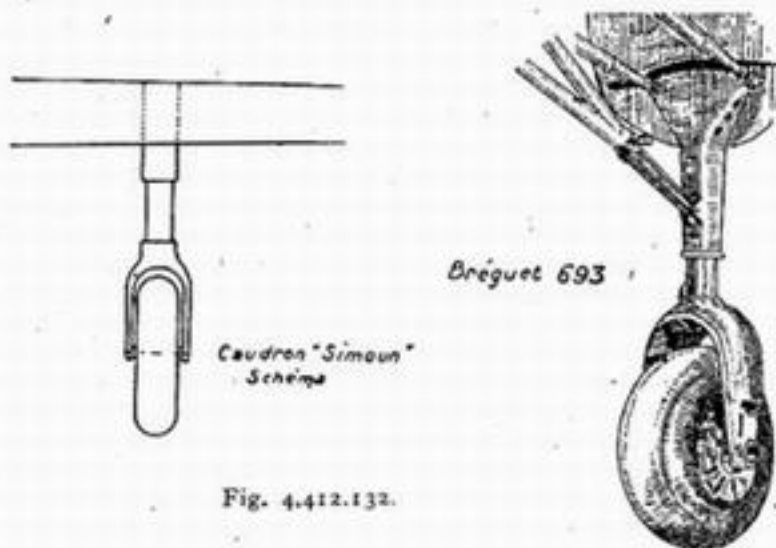


Fig. 4,412.132.

#### 4,412.2 Guidage des monojambes.

##### 4,412.21 *Extension.*

##### 4,412.211

Lorsque la monojambe est coulissante et contient l'amortisseur, celui-ci ne saurait travailler en flexion sans difficultés sérieuses pour son étanchéité et sa robustesse. Nous verrons plus loin que dans la fabrication des amortisseurs on

doit réaliser des ajustages très précis. Il est donc indispensable de considérer attentivement les flexions de l'ensemble de la poutre ainsi constituée, et les déformations qui peuvent en résulter. Il faut ensuite, soit réaliser l'amortisseur pour être capable de travailler proprement malgré ces flexions, soit l'y soustraire, ce que l'on fait plus généralement, par exemple en le fixant par deux (1) rotules à l'intérieur de deux fourreaux coulissant l'un dans l'autre pour assurer le guidage. On rencontre aussi une solution intermédiaire consistant en un semi-encastrement. Dans tous les cas, il en résulte un certain alourdissement à porter au passif de la solution monojambe, séduisante par ailleurs au point de vue aérodynamique.

4.412.212 Indépendamment de toute question d'étanchéité, la flexion des monojambe coulissantes soulève aussi un problème de simple guidage, qui lorsque l'amortisseur est monté entre rotules pour ne travailler qu'en compression pure se trouve seulement reporté de l'amortisseur lui-même aux fourreaux coulissants qui le contiennent. Des « broutements » ou coincement se produisent (sauf précautions spéciales) lorsqu'un ensemble coulissant est soumis à une flexion notable. D'où l'intérêt qu'il y a toujours à diminuer l'obliquité moyenne des monojambe par rapport aux efforts les plus fréquents. La position avancée des roues qu'impose l'angle de garde de l'atterrisseur (v. 1.351.02) interdit donc souvent d'attacher le sommet de la monojambe directement à telle pièce principale de structure (par exemple longeron d'aile) qui s'y prêterait bien, mais se trouve trop en arrière et donnerait à la jambe une obliquité excessive lorsque l'avion repose au sol par trois points; on se trouve alors conduit à installer une console, elle-même portée par la pièce principale en question : c'est par exemple la solution du Morane 406 (v. fig. 4.412.212). Il peut y avoir là une deuxième source d'alourdissement imputable à cette formule.

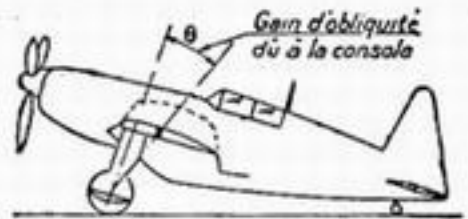


Fig. 4.412.212.

4.412.213 Lorsqu'on est conduit, à cause de l'épure générale d'escamotage, à faire porter l'amortisseur par une jambe très oblique — comme nous l'avons vu pour le Focke-Wulf 200 « Condor » en 1.512.1 — il devient indispensable, de remplacer le coulissement par un triangle articulé ayant pour objet de mettre l'amortisseur entre deux axes d'articulation, de telle sorte qu'il n'ait plus qu'à travailler en compression pure : la fusée O (v. fig. 1.512.1 B) est portée par un bras oscillant FO, l'amortisseur EG travaillant en compression pure entre cette fusée et le triangle indéformable BEF.

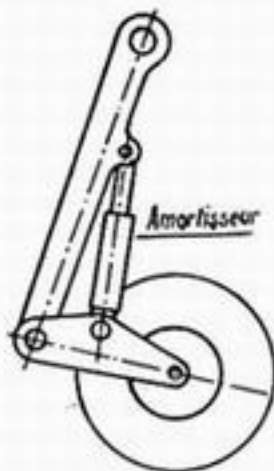


Fig. 4.412.213.

Il n'est pas besoin d'une obliquité élevée pour préférer cette solution, dont la réalisation mécanique est beaucoup plus simple qu'un coulissement, et qui permet en outre d'obtenir aisément, par des bras de leviers adéquats, une amplification de la course d'amortisseur (Cf. fig. 4.412.213), et de réaliser en même temps le guidage en torsion, à la manière des compas dont nous allons parler tout à l'heure et qu'elle rend désormais inutiles. Elle se généralise en Angleterre. (Cf. ci-après 4.432.3.)

(1) Une seule rotule à une extrémité ne suffit pas, car alors le moment d'encastrement est nul à cette extrémité, mais non à l'autre.

4.412.22 *Torsion.*

L'une des premières idées qui aient été appliquées pour ce guidage a été celle des rainures et clavettes réparties sur la périphérie du tube. Ce système est déplorable : outre qu'il exige un usinage très compliqué et un ajustage rigoureux, il engendre des frottements élevés, des risques de grippage, de coincements, ou tout au moins de « broutements », et en tous cas une usure considérable, très difficile à rattraper en raison des usinages nécessaires (rectification).

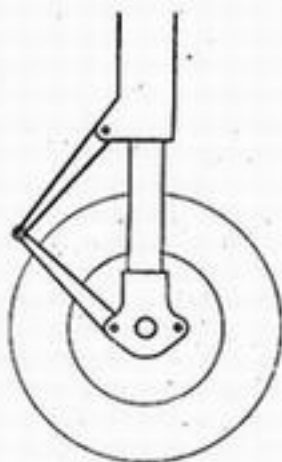


Fig. 4.412.22.

Un premier progrès consiste à remplacer les cannelures périphériques par une face cannelée, couissant dans une sorte de peigne amovible porté par la partie fixe (solution du Bréguet 691-693). Ce peigne est alors facilement remplaçable, et son enfoncement peut être rendu réglable, de sorte qu'il est possible de remédier partiellement à l'usure.

Mais la solution de beaucoup la meilleure consiste à relier le fourreau fixe et l'extrémité de la tige mobile aux deux extrémités d'un compas (1) (v. fig. 4.412.22), dont l'ouverture varie en fonction de l'enfoncement des parties coulissantes, tout en les maintenant parfaitement solidaires en torsion. Le seul défaut de ce système (par ailleurs facile à construire, à régler et à remplacer), réside dans l'encombrement supplémentaire qu'il apporte aux atterrisseurs escamotables.

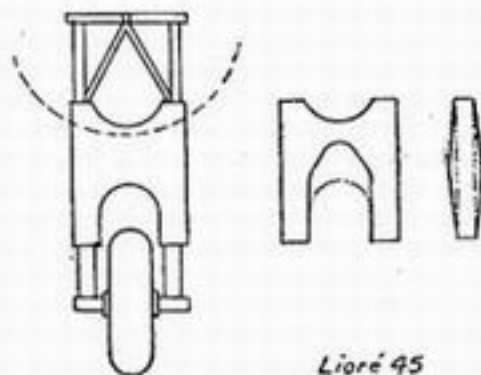
4.413 *ATTERRISSEURS A « PONT »*

4.413.1 Très fréquemment sur les multimoteurs (sauf en Amérique) chaque roue est encadrée par deux jambes contenant chacune un amortisseur. L'ensemble des deux jambes solidaires, souvent appelé « pont », s'attache à la base d'une sorte de châssis intermédiaire, qui sert souvent de support commun au bâti-moteur et à l'atterrisseur, et qui est réalisé généralement en tubes soudés ou boulonnés, ou encore en caisson de duralumin.

Cette disposition ne postule d'ailleurs pas nécessairement le multimoteur : on la trouve par exemple sur le monomoteur russe « Stormovik » où l'atterrisseur s'escamote vers l'arrière.

Jusqu'à présent en France, les ponts d'atterrisseurs ont été réalisés en magnésium coulé. On commence à les faire en tubes d'acier (exemple : Bloch 161), solution courante à l'étranger : Bristol « Beaufighter », Heinkel 111, Dornier 17, Short « Stirling », monomoteur russe « Stormovik », etc. On peut même très bien, comme pour les mono-jambes, réaliser un caisson qui ne soit pas en métal fondu mais en coquilles d'acier soudées bord à bord (ex. : deuxième version du Focke-Wulf 189).

La formule « à pont » n'est pas sans défauts aérodynamiques lorsque le train



Lioré 45

Affinement  
Fig. 4.413.1.

(1) Celui-ci constitue un ensemble articulé qui transmet la torsion, somme toute, d'une façon assez comparable à ce qui a été exprimé pour la poutre de Warren du Morane 406 en 4.111.212.



est sorti, et en particulier au décollage. Le caisson offre en effet une grande traînée, surtout sur les bimoteurs de formule classique où ce mur est exactement dans le souffle d'hélice.

Le cas du Lioré 45 illustre bien ce qui précède. Le pont initial se présentait comme un mur perpendiculairement aux filets d'air. La traînée de cet ensemble a dû être diminuée par une modification du pont consistant à échancrer sa surface frontale, en recherchant dans le sens perpendiculaire l'élargissement nécessaire pour assurer à sa section une inertie suffisante au point de vue solidité (v. fig. 4,413.1).

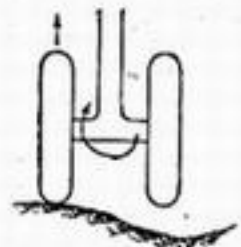
4,414

## DIABOLO DE ROUES JUMELÉES

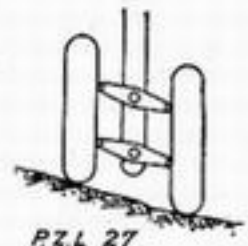
Au fur et à mesure qu'augmente le poids des avions et que diminuent (au moins en valeur relative) les maîtres-couples des moteurs, on tend à remplacer une grosse roue par deux roues plus petites jumelées, pour diminuer l'encombrement des atterrisseurs une fois escamotés.

Certains estiment que le passage des irrégularités de terrain peut soulever une difficulté de réalisation si les roues sont portées par des fusées fixes, rigidement encastrées. Dans ce cas en effet, si l'une des roues cesse d'être au contact du sol, l'autre subit tout l'effort, et il en résulte un travail anormal et des efforts alternés conduisant à des ruptures de fatigue. D'où la solution appliquée par Messier sur l'avion polonais de bombardement PZL 27 (v. fig. 4,414), qui consiste à monter les deux roues sur un parallélogramme articulé : grâce au déplacement vertical parallèle des deux roues, l'ensemble épousera toujours le profil du terrain, même irrégulier.

Toutefois cette disposition, outre sa complication, présente l'inconvénient, en cas de crevaison d'une des deux roues jumelées, de continuer à faire porter à celle-ci sa part du poids de l'avion. On préfère donc en général s'en dispenser, quitte à renforcer suffisamment le point d'encastrement des fusées sur la jambe.



Diabolo encastré



PZL 27

Fig. 4,414.

## 4,42 - ESCAMOTAGE DES ATERRISSEURS

4,421

### COMMANDE D'ESCAMOTAGE

4,421.1

#### Principes.

4,421.11

Il est absolument nécessaire que l'escamotage soit rapide; un temps de l'ordre de 20 secondes est un maximum. Cet escamotage rapide procure en effet un gain de performance très appréciable au moment du décollage et au début de la montée. Il est surtout essentiel sur les bimoteurs en cas de panne d'un moteur au départ. En effet, avec un moteur stoppé un bimoteur moderne doit voler correctement en palier, mais l'escamotage de l'atterrisseur améliore beaucoup ses possibilités de montée dans ces conditions.

Nous avons vu en 1,510.14 qu'au début de la mise en service des dispositifs d'escamotage, le seul souci de sécurité était la sortie rapide des atterrisseurs,



pour l'atterrissage forcé en cas de panne de moteur en vol. Mais le point de vue n'a pas tardé à s'inverser lorsqu'on a vu l'aisance et l'innocuité relative des atterrissages train rentré. Et actuellement la rapidité et la sécurité du mouvement d'escamotage doivent avoir la priorité au point de vue de la sécurité (Cf. 4,423.1).

4,421.12

On cherche parfois à réaliser des mécanismes d'escamotage irréversibles dans le but de pouvoir atterrir, si besoin est, avec n'importe quelle position intermédiaire de l'atterrisseur. Cette solution, louable en soi, a évité dans certains cas des avaries sérieuses. Elle est cependant loin d'être une panacée universelle.

En effet, les positions relatives des roues et du centre de gravité sont parfois fortement modifiées, et pour peu que les roues s'escamotent vers l'arrière, l'avion aura tendance à se mettre « en pylône » ou à capoter, provoquant ainsi des dégâts souvent pires que le simple atterrissage train escamoté.

D'autre part — et ceci vaut quels que soient le recul ou l'avance de la roue à l'escamotage — dans un train en position aussi anormalement oblique toutes les jambes coulissantes seraient coincées et l'amortisseur ne fonctionnerait pas.

Cela ne dispense donc pas de concevoir l'avion, et notamment son fuselage, son atterrisseur et les charpentes avoisinantes, de telle façon que les dommages soient réduits au strict minimum en cas d'atterrissage avec atterrisseur escamoté (voir ci-dessus, en 4,332).

4,421.13

Il est important aussi, dans l'établissement des commandes d'escamotage de train, d'éviter les chocs brutaux qui se produisent quelquefois en fin de course, surtout à la sortie, et peuvent amener des ruptures de fatigue. Ils sont aggravés si l'atterrisseur s'escamote vers l'avant : à la brutalité de la descente sous le poids de la roue s'ajoute alors l'effet aérodynamique qui s'exerce violemment sur cette roue. En pareil cas, l'installation d'un « dash-pot », ou tout au moins d'une butée élastique, s'impose.

4,421.2

#### Réalisations.

4,421.21

La commande d'escamotage de train peut être entièrement mécanique. Elle comporte alors des systèmes par vis et écrou ou une crémaillère engrenant sur un secteur denté, ou encore des câbles ou sangles s'enroulant sur un treuil. Ces divers systèmes peuvent être commandés directement à main : c'est généralement le cas sur les avions légers tels que les avions de tourisme. Par exemple sur le Messerschmitt 108 « Taifun » le mouvement alternatif d'un levier entraîne une roue à rochet; sur le bimoteur léger Potez 56 l'escamotage était commandé par un volant actionnant une chaîne Galle. Ils peuvent aussi être entraînés directement par le moteur, comme le treuil SMG des avions Bloch 161 et Bréguet 691 (v. fig. 1,5121 A et D).

On peut rapprocher de ces dispositifs celui qui réalise la commande de la roue de queue escamotable sur Focke-Wulf 190, au moyen d'un câble relié à l'atterrisseur principal.

4,421.22

Les dispositifs de relevage hydrauliques sont actuellement les plus fréquents en France. Ils font appel à des organes divers (pompes, accumulateurs, etc...) qui seront décrits ci-après.

L'énergie hydraulique fait mouvoir des vérins qui exercent les efforts nécessaires à l'escamotage et à la sortie de l'atterrisseur. On en voit sur les schémas relatifs au Lioré 45 (v. fig. 1,512.1.G et 1,512.1.H), au Glenn Martin 167 (v. fig. 1,512.1 C), au Bloch 161 (v. fig. 1,512.1 A) et aux monoplaces de chasse français (v. fig. 1,511.11 C, D et E).

Le dispositif du Morane 406 à jambe autobriseuse mérite quelques explica-

tions (v. fig. 1,511.11 C). Le vérin est implanté directement sur la jambe brisée, à laquelle il est perpendiculaire. Pour l'escamotage, la tête du vérin pousse sur le centre de l'articulation, pendant que l'extrémité de la tige du piston tire d'autre part, au moyen de deux barres d'attelage, sur deux points situés de part et d'autre de cette articulation centrale. Ainsi ferait-on avec un bâton pour le rompre avec ses deux mains (barres d'attelage) contre son genou (tête du vérin).

4,421.23 Les systèmes de relevage à l'air comprimé (assez rares) sont identiques dans leur principe aux systèmes hydrauliques : seule diffère la nature du fluide employé. On peut citer comme exemple le monoplace de chasse russe Yak 3.

4,421.24 Les systèmes mécaniques et hydrauliques peuvent être directs, c'est-à-dire mus par le ou les moteurs de l'avion, entraînant directement les organes mécaniques ou hydrauliques. Mais ils peuvent aussi être indirects, c'est-à-dire actionnés par un petit moteur électrique local, recevant son énergie du réseau électrique de bord (ex. : Dornier 17 et 217, vis et écrou avec moteur électrique — Curtiss 75, pompe hydraulique actionnée électriquement).

L'énergie électrique, lorsqu'elle intervient dans l'escamotage des atterrisseurs, introduit un intermédiaire supplémentaire, donc du poids. Son utilité peut cependant se justifier (Cf. 6,422) :

— en cas de système électro-mécanique, par la commodité qu'elle présente pour le transport de l'énergie à distance sans introduire aucune sujétion de trajet;

— en cas de système électro-hydraulique, par la séparation possible des circuits hydrauliques relatifs aux diverses servitudes dont la source même (pompe à huile) peut être disposée au voisinage immédiat de l'organe à commander, et par l'affranchissement de la panne de moteur; nous verrons que ce dernier point s'obtient aussi par un accumulateur hydraulique.

Comme exemple d'escamotage électro-mécanique, citons le genou de l'Amiot 351 (v. fig. 1,512.1 E). Dans la jambe de train, à la brisure, se trouve logé, perpendiculairement au plan de la figure, un moteur électrique. Ce moteur est accouplé directement sur ces pièces avec un rapport de réduction convenable. De ce fait, il engendre la rotation du genou, la brisure de la jambe et par conséquent le recul et l'escamotage de la roue.

Une commande électrique directe est également employée sur le monoplace de chasse allemand Focke-Wulf 190, un moteur électrique étant logé dans le pivot de chacune des deux monojambe.

## 4,422 *ORGANES DE CIRCUITS HYDRAULIQUES*

Il est nécessaire d'apporter beaucoup de soin à tout le circuit hydraulique, en particulier aux raccords et à la résistance des tuyauteries souples. Examinons plus particulièrement les générateurs d'énergie de ce circuit.

### 4,422.1 Pompes à huile pour énergie hydraulique.

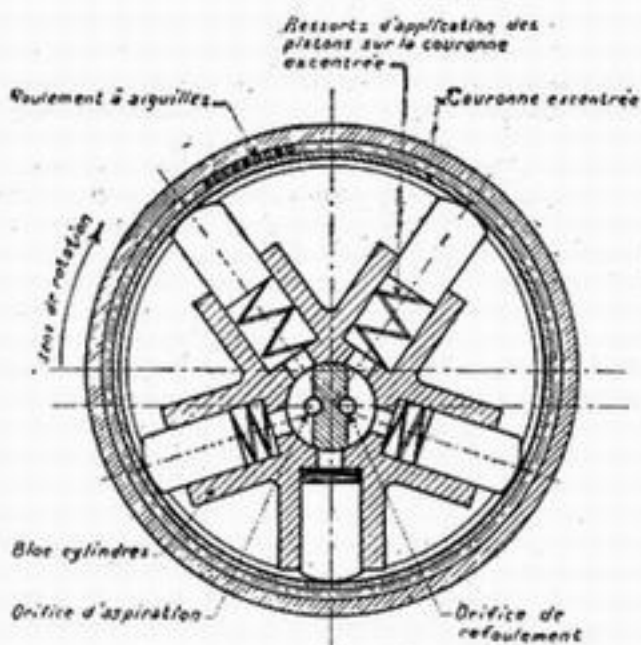
La pompe à huile du système hydraulique ne fournit qu'une énergie passagère, tandis que le moteur qui l'entraîne fonctionne pendant tout le vol. Il faut donc prévoir un artifice évitant les surpressions dans les circuits. Le plus simple est le clapet de décharge, mais il vaut mieux chercher à affranchir le moteur de l'avion

d'un prélèvement continu (si faible soit-il) d'énergie parasite inutile. Pour cela, on peut envisager plusieurs solutions, entre autres la pompe autodébrayeuse (exemple : solution Messier, avec pompe de Boysson, de la Société S. A. M. M.), et la pompe auto-régulatrice (ex. : Olaer).

Décrivons sommairement, à titre d'exemples, les deux pompes qui viennent d'être citées.

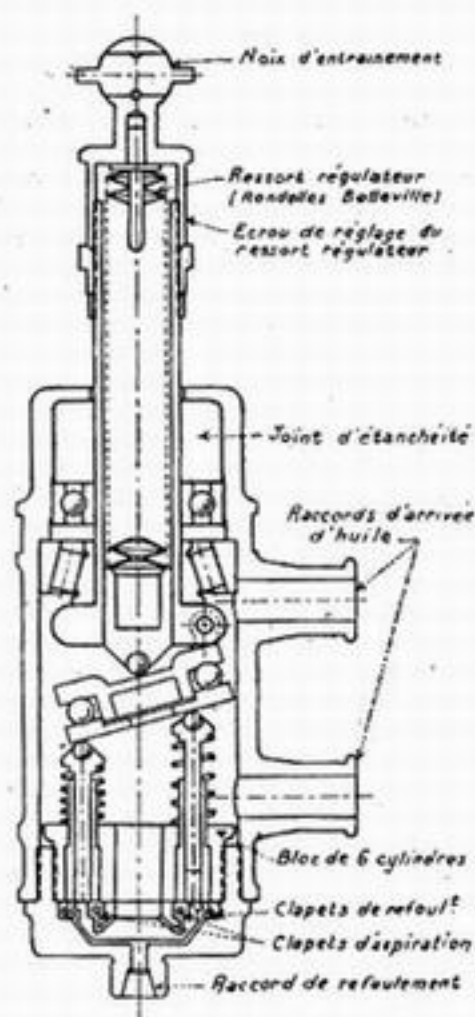
4,422.11

La première (v. fig. 4,422.11) comporte un corps central qui porte de petits cylindres radiaux creux. Cet ensemble est entraîné par le moteur dans une rotation rapide. À l'intérieur de ces petits cylindres se trouvent des pistons qui n'ont aucune liaison par bielle, ils sont entièrement libres mais l'ensemble tourne à l'intérieur d'un excentrique. La force de rappel exercée sur les pistons est la force centrifuge, aidée par de petits ressorts pour les cas de rotation très lente. Le piston est toujours plaqué contre la surface périphérique : en raison de l'excentricité, celle-ci lui imprime un mouvement de va-



Coupe schématique de la pompe hydraulique De Boysson

Fig. 4,422.11.



Coupe schématique de la pompe hydraulique Olaer

Fig. 4,422.12.

et-vient qui permet à la pompe de fonctionner. Pour une vitesse de rotation donnée, le débit est constant. Un clapet de décharge évite les surpressions au refoulement, et peut même être agencé de manière à commander le débrayage et à arrêter la pompe dès que la pression de refoulement atteint une valeur fixée d'avance. Les discontinuités et les chocs incessants provoqués par les embrayages fréquents sont un inconvénient du système.

4,422.12

Dans la pompe Olaer, les pistons sont actionnés par un plateau incliné sur un axe de rotation. L'inclinaison, et donc le débit (pour une vitesse de rotation donnée) varie d'une façon continue en fonction de la pression obtenue (v. fig. 4,422.12). Quand la pression atteint la valeur limite pour laquelle la pompe est



réglée, le plateau arrive à être perpendiculaire à l'axe et l'amplitude du mouvement alternatif des pistons devient nulle : quoique la pompe reste embrayée en permanence, son débit et le prélèvement d'énergie qu'elle exerce sur le moteur de l'avion deviennent nuls.

### Accumulateur de pression.

Les pompes hydrauliques, surtout celles du 2<sup>e</sup> type, ont en général un débit faible. Pour obtenir un fonctionnement suffisamment rapide de l'escamotage, on ne se limite pas au débit de ces pompes : on préfère qu'elles travaillent pendant le vol (ou le fonctionnement du moteur au point fixe au sol) à remplir un accumulateur capable ensuite de restituer rapidement de l'énergie. Cet accumulateur est en général constitué par de l'air comprimé par un certain volume d'huile constamment rechargé par la pompe.

Mais il ne faut pas oublier que ces accumulateurs de pression sont soumis à des efforts alternés. Ils sont souvent constitués par des bouteilles, dont la réalisation correcte est délicate. A ce point de vue deux procédés principaux sont employés :

1<sup>o</sup> Le procédé en tôle soudée, employé par Messier.

2<sup>o</sup> Le procédé par rétreint, employé par Olaer.

La soudure a besoin d'être surveillée de très près, et d'être soumise à un traitement thermique ultérieur soigné, pour tenir convenablement aux efforts alternés.

Le procédé par rétreint part d'un tube dont on rétreint l'extrémité pour l'amener à avoir la forme indiquée figure 4.422.2. Au cours de ces opérations de rétreint il peut se produire des rides ou rugosités de surface qui sont des amorces de criques sous les efforts alternés de la pompe.

Sur le Glenn Martin 167 la question est résolue d'une façon meilleure au moyen d'accumulateurs sphériques, malheureusement assez encombrants. Les calottes hémisphériques, obtenues par matriçage et parfaitement saines à l'intérieur, sont rapportées l'une sur l'autre et jointes par une série de boulons très serrés, au besoin en quinconce, pour assurer une bonne étanchéité.

Sur les gros avions, les accumulateurs hydrauliques nécessaires pour l'escamotage de l'atterrisseur peuvent atteindre de grandes dimensions et par conséquent des poids élevés. Ceci serait un argument contre l'adoption de pompes à faible débit autorégulatrices, et tendrait à faire préférer des pompes autodébrayées dont le débit suffisant permette de se passer d'accumulateur. Mais si l'énergie hydraulique est largement utilisée à bord de l'avion à plusieurs fins non simultanées (v. ci-après en 6,4), un accumulateur, même lourd, reprend de l'intérêt et la pompe à mouvement continu doit être préférée aux saccades trop discontinues de la pompe auto-débrayée.

### Liquides employés dans les circuits hydrauliques de commande.

Ces liquides doivent satisfaire à d'assez nombreuses conditions : ils doivent conserver leur fluidité au froid (vols à haute altitude); il faut cependant qu'ils aient un pouvoir lubrifiant suffisant pour dispenser les pompes de tout autre graissage; ils ne doivent pas dissoudre l'air au contact duquel ils se trouvent dans l'accumulateur, ni même s'émulsionner trop facilement; enfin ils ne doivent pas

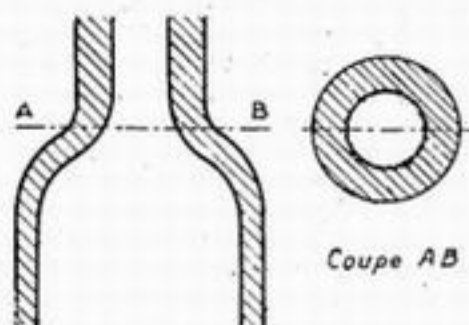


Fig. 4.422.2.



attaquer les tuyauteries souples, ni les garnitures et raccords employés et doivent être ininflammables, pour ne pas apporter en cas de rupture (notamment au combat) une cause nouvelle d'incendie à un engin qui n'en comporte déjà que trop. Cette dernière condition n'a pas jusqu'à présent été couramment remplie, les liquides vraiment incongelables étant fréquemment à base d'alcools, particulièrement inflammables. Tant qu'il en est ainsi, il est évident que les canalisations hydrauliques doivent être traitées au point de vue de la sécurité comme des canalisations de combustible (éloignement des points chauds, des échappements, etc.).

#### 4.423 *SÉCURITÉ DANS L'ESCAMOTAGE DES ATERRISSEURS*

##### 4.423.1 Commande de secours.

Comme on l'a vu plus haut, l'escamotage rapide du train est une condition de sécurité essentielle au décollage. Il est souhaitable également de pouvoir, pour atterrir sans dommage, sortir l'atterrisseur d'un avion militaire avarié au combat.

Il arrive que l'énergie nécessaire à l'escamotage provienne d'un seul des moteurs de l'appareil (cas du bimoteur). C'est justement en cas de panne de moteur qu'il devient absolument indispensable de relever rapidement le train. Or, on en sera précisément empêché, si, l'escamotage étant hydraulique, la pompe à huile est unique et entraînée par le moteur en panne — ou dans tous les cas si l'escamotage de chaque demi-train est confié à un treuil actionné par le moteur correspondant (Bréguet 691, Bloch 161).

Dans le premier cas, un remède partiel consiste à prévoir une pompe de secours à main, ou mieux encore à faire opérer le *relevage* du train par l'accumulateur, renversant ainsi les systèmes classiques qui, par une fausse conception de la sécurité, demandaient à la pompe de faire directement l'escamotage et de comprimer en même temps un accumulateur chargé d'assurer dans tous les cas la sortie. Ceci n'est efficace que dans le cas de la panne de moteur, et non dans le cas d'avarie du circuit hydraulique (tuyauterie ou raccord).

Le véritable remède est d'avoir une manœuvre de secours entièrement différente de la manœuvre normale. Le relevage mécanique à la main, utilisé sur le Heinkel 111, est peu rapide et inélégant mais sûr et efficace. Dans le cas d'une commande normale électrique (Amiot 351), il serait bon également d'avoir un procédé mécanique de secours.

##### 4.423.2 Verrouillages.

##### 4.423.21

Il est nécessaire d'avoir des verrouillages *mécaniques* pour le cas de panne des organes destinés à maintenir l'atterrisseur dans ses emplacements extrêmes, sorti ou rentré : sorti, pour éviter que le train ne se replie intempestivement au moment de l'atterrissage; escamoté, au moins sur les avions militaires, pour que le train ne sorte pas en vol, surtout en combat. Ce souci est né des hostilités : train sorti la vitesse et la maniabilité sont diminuées et l'avion se trouve en mauvaise posture pour se défendre. Là comme partout, c'est une question d'utilisation qui domine : pour l'aviation civile le verrouillage à la sortie est le plus important, pour l'aviation militaire en temps de guerre c'est la position de train escamoté qui est essentielle.

On a longtemps admis, à titre transitoire, qu'un arc-boutement (jambe brisée dépassant la position d'alignement) constituait un verrouillage mécanique suffisant, à condition bien entendu qu'il existe déjà normalement un verrouillage

hydraulique<sup>(1)</sup> par exemple. De nombreux incidents sont venus montrer que cette tolérance ne devait pas être maintenue. La réalité de l'arc-boutement dépend trop du hasard (rebond après un dépliage trop « sec », etc.) ou simplement du réglage, pour qu'on puisse s'y fier absolument — et il vaut mieux réaliser un verrouillage positif.

4.423.22 La meilleure façon de réaliser le déverrouillage consiste à utiliser le premier mouvement de la commande *normale* de fonctionnement du train (cas du Messerschmitt 109 par exemple), ce qui évite une commande séparée et par conséquent un risque d'interversion de l'ordre des opérations, dû à l'inadvertance du pilote (ceci peut être évité en branchant les deux commandes sur la même manette) ou à un incident mécanique quelconque, qui reste toujours possible même avec cette précaution.

4.423.23 Le verrouillage du train sorti est souvent incorporé aux vérins eux-mêmes, la pression d'huile faisant par exemple sortir des ergots, des pènes, ou déplaçant des billes (vérins Messier ou Olaer).

Dans le Glenn Martin 167 (v. fig. 1,512.1 C) un véritable petit verrou vient enfermer dans son logement le sommet de la jambe pivotante de train.

Le verrouillage peut également se produire au point même où s'applique l'effort du vérin (Messerschmitt 109, Morane 406).

Pour éliminer l'effet des jeux il y a intérêt à verrouiller un point tel qu'il faille un grand déplacement de ce point pour un petit déplacement du train. Par exemple, lorsque la position à verrouiller correspond à un point mort (cas général des jambes brisées) il faut verrouiller autant que possible la brisure même de la jambe et non pas une autre pièce dont le déplacement est du deuxième ordre (v. fig. 4.423.23).

Dans les trains à commande électrique les pièces qui réalisent le verrouillage peuvent être actionnées par des électro-aimants (train Air-Equipement des Amiot 351).

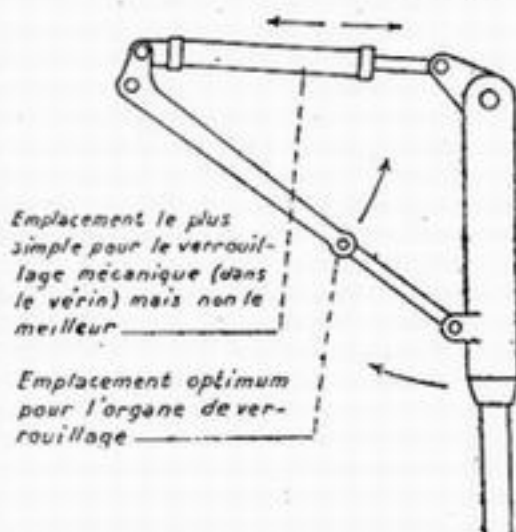


Fig. 4.423.23.

4.423.24 Le verrouillage en position d'escamotage peut se faire par un accrochage identique à celui des bombes sur les lance-bombes.

Le déverrouillage est souvent alors mécanique et commandé à distance par câble genre Bowden, Teleflex, Aviac, etc... Il faut dans ce cas prévoir une action du câble à sens unique, avec ressort de rappel, et ne pas laisser au hasard ce qui se passe en cas de rupture du câble. Sur un avion militaire par exemple, on s'arrangera pour que, le câble étant coupé par une balle, l'atterrisseur reste escamoté, quitte à ne pas pouvoir le sortir pour l'atterrissage. Sur un avion civil, on fera l'inverse.

(1) On entend par cette expression une fermeture de la sortie d'huile d'un vérin, et non pas un verrouillage mécanique actionné hydrauliquement, comme ceux dont il sera question au début du § 4.423.23.

4,423.3 Indicateurs et avertisseurs de position de train.

La position de l'atterrisseur doit être signalée au pilote par des *indicateurs* qui peuvent être soit mécaniques (généralement portés par le train lui-même), soit électriques, et dans ce cas reportés sur le tableau de bord par des lampes ou des potentiomètres dont les aiguilles se déplacent, figurant au pilote la position de l'atterrisseur qu'il ne voit pas.

Les systèmes mécaniques, plus sûrs, doivent être préférés. En effet, les indicateurs électriques de position de train sont souvent délicats et sujets à des pannes dont les conséquences peuvent être graves. Un dispositif rustique est utilisé sur le Heinkel 111 : la remontée du train pousse une tige qui fait apparaître sur l'extrados un secteur rouge métallique. De même sur l'avion de chasse russe Yak 3, une tige métallique visible du pilote se dresse sur l'extrados lorsque l'atterrisseur est sorti.

Mais cela n'est pas suffisant. Il faut ajouter à ces indicateurs des *avertisseurs* faits pour rappeler au pilote qu'il a oublié de sortir le train.

Ces avertisseurs sont en général actionnés électriquement par la manette de gaz et la position du train, de telle sorte que lorsque le pilote réduit à fond, l'avertisseur fonctionne si le train n'est pas sorti. Ces avertisseurs peuvent être sonores ou visuels (forte lampe rouge, ou bras oscillant et clignotant du genre des indicateurs de virage des voitures automobiles). C'est un système différent de l'indicateur et ils sont tous les deux indispensables.

4,423.4 Protection contre la boue.

Il est nécessaire d'installer des pare-boues ou tout autre dispositif du même genre, afin d'éviter lorsque l'atterrisseur est sorti qu'au roulement au sol il projette de la boue en grande quantité dans son logement. Cette boue pourrait d'abord gêner l'escamotage, mais surtout, une fois l'atterrisseur escamoté, elle pourrait le coincer et l'empêcher de sortir à nouveau — surtout après avoir gelé au cours d'un long séjour à haute altitude, comme le cas s'est déjà produit. La boue peut encore bloquer les contacts électriques des indicateurs de train, ou ce qui est plus grave les interrupteurs de fin de course qui commandent sur les trains électriques l'arrêt du moteur de commande. Enfin, elle peut nuire à d'autres parties du planeur (articulations de gouvernes) ou de l'équipement (par exemple armes fixées extérieurement sous les ailes ou sous le ventre du fuselage).

## 4,43 - AMORTISSEURS

4,43° *GÉNÉRALITÉS*

Les amortisseurs ont à remplir deux rôles très différents et qui sont, comme nous allons le voir, dans une certaine mesure contradictoires :

- absorption d'énergie lors de l'atterrissage en limitant les efforts à une valeur aussi basse que possible;
- amortissement des secousses et douceur de la suspension lors du roulement au sol.



## 4.430.1 Rendement.

4.430.11

Considérons (v. fig. 4.430.11) le diagramme des efforts en fonction de l'enfoncement de l'amortisseur. L'énergie absorbée par l'amortisseur est égale à l'aire comprise entre le diagramme et l'axe des abscisses. La valeur de cette aire définit une ordonnée moyenne qui est la hauteur du rectangle équivalent.

On voit immédiatement que pour absorber l'énergie prévue par les conditions de calcul pour l'atterrissage et qui est une constante caractéristique de l'avion, il faudra une course de l'amortisseur d'autant plus grande que l'ordonnée moyenne est plus basse. Or, il y a un intérêt évident à ne pas augmenter inutilement la course, pour des raisons d'encombrement lors de l'escamotage. Il faut donc chercher à remonter la valeur de l'ordonnée moyenne aussi près que possible de la limite absolue à ne pas dépasser pour ne pas soumettre la structure à des efforts excessifs, d'où l'intérêt qui s'attache à considérer le rapport de l'ordonnée moyenne à l'ordonnée maxima, qui est aussi le rapport de l'aire du diagramme à celle du rectangle construit sur l'effort maximum, et qu'on appelle rendement de l'atterrisseur.

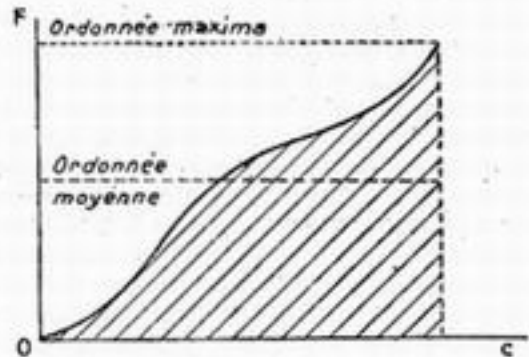


Fig. 4.430.11.

S'il n'y avait qu'une suspension élastique (ressort) la courbe des efforts se réduirait à la diagonale du rectangle et le rendement serait 50 %. Pour déformer cette courbe, on s'adresse soit à une friction solide, soit à des frottements internes, soit enfin au laminage de fluides. Le premier procédé a donné lieu à quelques amortisseurs purement métalliques, à combinaison de ressorts, aujourd'hui abandonnés mais dont on peut voir une survivance partielle dans l'anneau Kronprinz, dont nous parlerons en 4.432.22. Le dernier procédé, d'un emploi très nuancé, est presque universellement adopté maintenant et nous en décrivons plusieurs applications. Toutefois, les efforts ainsi obtenus, et donc la forme du diagramme et la valeur du rendement, dépendent de la *vitesse* du coulissement. On convient donc de mesurer le rendement dans les conditions d'atterrissage du Règlement 2004/B.

4.430.12

Le rendement qui importe finalement est celui de *l'ensemble* de l'atterrisseur, c'est-à-dire de l'amortisseur et du pneumatique.

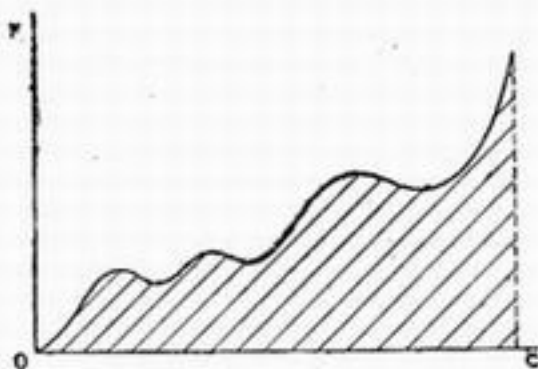


Fig. 4.430.12 A.

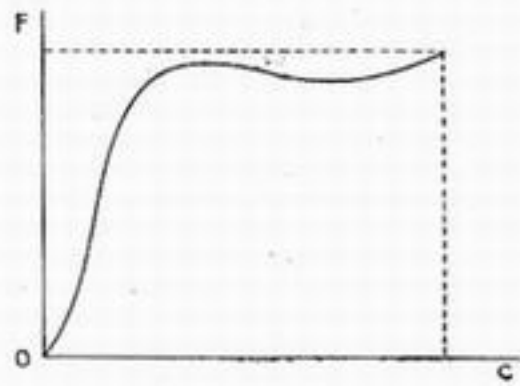


Fig. 4.430.12 B.

Le pneumatique, considéré seul, a un rendement de l'ordre de 40 % qu'on ne peut espérer améliorer sensiblement.

L'amortisseur, considéré seul, peut atteindre jusqu'à 90 ou 92 %, mais des



interactions ou des résonances peuvent s'établir entre ces deux organes. En particulier un rebond du pneumatique donnera lieu à des oscillations internes du système qui, si l'on ne prend pas de précautions spéciales, peuvent n'être que très mal amorties par l'amortisseur (v. fig. 4,430.12 A).

Il est donc essentiel de les expérimenter l'un en présence de l'autre. Bien entendu, pour mieux analyser les phénomènes au cours de cette expérimentation simultanée, on séparera dans les enregistrements ce qui est dû à l'amortisseur et ce qui est dû au pneumatique (voir ci-après 4,434).

Pratiquement, dans les très bons ensembles, la valeur optima du rendement que l'on puisse obtenir pour le diagramme total est actuellement de l'ordre de 80 % (v. fig. 4,430.12 B).

#### 4,430.2 Souplesse.

Mais il y a une certaine contradiction entre la recherche d'un haut rendement, qui pour un bon remplissage du rectangle théorique exige, comme nous l'avons vu, une pente très forte pour les faibles déplacements c'est-à-dire un réglage « dur » — et la souplesse pour le roulement au sol, qui exige au contraire une pente faible.

#### 4,430.21

Pour concilier tant bien que mal ces deux objectifs, il y a intérêt à laisser subsister des sections de passage très étroites (efforts élevés) dans la première partie de la course, et à les élargir à partir d'un enfoncement voisin de celui correspondant à l'équilibre de l'amortisseur sous le poids de l'avion au sol. Seule, la dernière partie du diagramme du choc à l'atterrissage s'en trouvera donc abîmée, par une légère incurvation vers le bas (v. fig. 4,430.21, courbe 1). Pour limiter la zone ainsi affectée, il y a évidemment intérêt à disposer la réaction élastique de telle façon que la position d'équilibre corresponde au plus grand enfoncement compatible avec

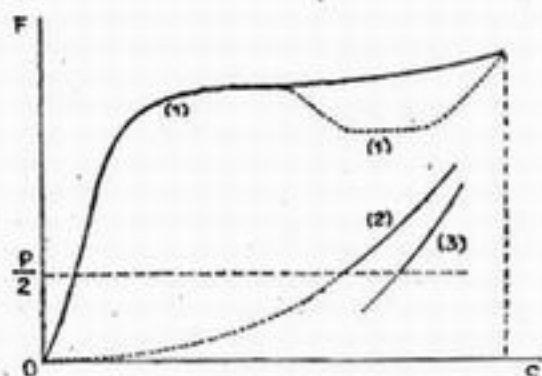


Fig. 4,430.21

une course restante suffisante pour amortir les chocs probables au roulement au sol. Dans le roulement au sol, le point figuratif se déplace par exemple sur la courbe (2) de la figure 4,430.21.

#### 4,430.22

Si même on peut s'arranger pour qu'aucune réaction élastique ne s'exerce pendant la première partie de la course (v. ci-après 4,432.2) celle-ci fonctionnera en « dash-pot » intégral (pur laminage d'huile). Le point figuratif décrit alors au roulement au sol une courbe telle que (3) (v. fig. 4,430.21) qui ne passe plus par l'origine O.

L'inconvénient du système est que le dash-pot n'est utilisable que lors du premier choc sur le sol. Si l'atterrissage mal réussi donne lieu à un violent rebond, il est douteux que le dash-pot ait le temps de prendre à nouveau toute son extension pour le deuxième choc qui sera alors ressenti beaucoup plus rudement.

Il va sans dire que les courbes (2) et (3) varient elles-mêmes, comme la courbe (1) avec la vitesse de coulissement de l'amortisseur, c'est-à-dire avec la vitesse de roulement de l'avion.

#### 4,430.23

Jusqu'ici nous n'avons parlé que de la course d'enfoncement. Il y aurait beaucoup à dire aussi sur le freinage de la course de retour, pour éviter le « coup de raquette ». Dans les amortisseurs à laminage fluide, cette courbe est générale-

ment modelée très au-dessous de la précédente. L'énergie représentée par l'aire intercalaire est dissipée en chaleur.

### 430.3 Course rétractable.

L'un des obstacles à la réalisation de longues courses de l'amortisseur est la longueur de la jambe élastique qui donne lieu à des difficultés d'escamotage. D'où l'idée de rétracter une partie plus ou moins importante de cette course lors de l'escamotage.

430.31 On peut d'abord opérer une compression mécanique de l'amortisseur au cours de l'escamotage, mais alors cet effort s'ajoute à celui nécessaire pour cette opération. Afin d'éviter des pointes d'efforts excessives, il y a lieu, en tout cas, de ne pas réaliser cette compression trop rapidement, par exemple par une simple butée oblique appliquée en fin d'escamotage, mais de l'effectuer tout le long de l'escamotage par un dispositif continu (câble ou bielle relié à un point d'attache excentré). Ce système présente l'inconvénient de donner pendant tout le vol un effort permanent dans l'amortisseur, qui charge inutilement la structure, les points d'articulation ou les barres du châssis escamotable, et qui augmente les chances de fuites de l'amortisseur.

430.32 Il vaut mieux chercher à réaliser un transvasement d'air ou d'huile. Celui-ci

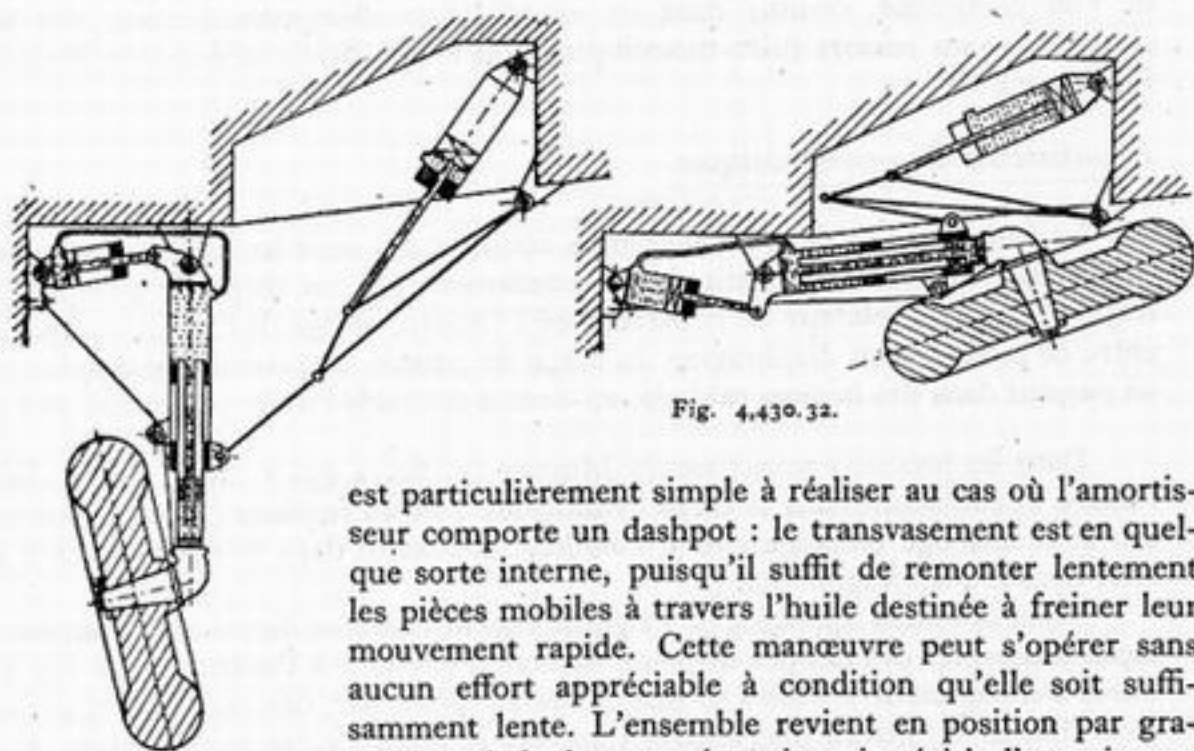


Fig. 4.430.32.

est particulièrement simple à réaliser au cas où l'amortisseur comporte un dashpot : le transvasement est en quelque sorte interne, puisqu'il suffit de remonter lentement les pièces mobiles à travers l'huile destinée à freiner leur mouvement rapide. Cette manœuvre peut s'opérer sans aucun effort appréciable à condition qu'elle soit suffisamment lente. L'ensemble revient en position par gravité lors de la descente du train qui précède l'atterrissage.

Quant au transvasement d'air, des brevets Coatalen prévoient même ingénieusement d'utiliser simultanément ce transvasement (v. fig. 4.430.32) pour équilibrer au moins en partie, le poids des éléments les plus lourds de l'atterrisseur lors de l'escamotage, ce qui revient à faire concourir l'énergie de gonflage des amortisseurs à l'escamotage, d'où une économie notable sur l'effort nécessaire.

4.43<sup>1</sup> *AMORTISSEURS A CAOUTCHOUC*

On a d'abord songé à réaliser les amortisseurs avec du caoutchouc. Ce matériau est détestable comme amortisseur lorsqu'il travaille en traction sous la forme, autrefois générale, des sandows, car le sandow restitue élastiquement toute l'énergie qu'il reçoit. Au contraire, le caoutchouc lorsqu'il travaille en compression ou au cisaillement n'est pas un mauvais amortisseur, mais il a le défaut d'être très périssable et d'exiger des remplacements fréquents.

La figure 4.432.1 montre en A le principe d'un amortisseur Potez à caoutchouc travaillant en compression. Au repos, les rondelles de caoutchouc présentent beaucoup de jeu par rapport aux parois, pour réserver des latitudes d'expansion diamétrale sous l'effet de la compression; d'où la tige de centrage et les rondelles métalliques de guidage.

Le bimoteur britannique de Havilland « Mosquito » donne un exemple beaucoup plus récent d'amortisseurs à caoutchouc de principe analogue.

4.43<sup>2</sup> *AMORTISSEURS A HUILE*

Ces amortisseurs utilisent d'une part l'écoulement visqueux de l'huile à travers un orifice calibré pour obtenir un freinage, croissant avec la vitesse de déplacement, et d'autre part un agent de restitution d'énergie qui peut être soit de l'air comprimé, comme dans les amortisseurs oléopneumatiques, soit plus simplement un ressort (oléo-mécanique), soit enfin l'huile elle-même (hydraulique pur).

4.432.1 Amortisseurs oléo-pneumatiques.

Les amortisseurs les plus employés actuellement sont les amortisseurs oléo-pneumatiques. Ils sont constitués essentiellement par un corps de pompe dans lequel un piston, solidaire de la barre fixée à l'essieu, oblige de l'huile, comprimée entre ce piston et un diaphragme du corps de pompe, à traverser ce diaphragme en passant dans des orifices calibrés, au-dessus desquels l'huile comprime de l'air.

4.432.1.1 Dans les premiers amortisseurs Messier (v. fig. 4.432.1 B), la tige 5 liée à l'essieu et coulissant dans le corps cylindrique 1 lié au fuselage<sup>(1)</sup> portait un piston 2, et une tige rectangulaire 7, l'aiguille, coulissant dans l'orifice percé à cet effet dans le diaphragme fixe 3.

Deux des faces opposées de l'aiguille étaient creusées de rainures, taillées de façon à dessiner des rampes de pente inverse d'une face à l'autre. Dans ces rainures s'engageaient 2 tiroirs 8, maintenus en place par des ressorts et présentant chacun un biseau plat tourné l'un vers le haut, l'autre vers le bas. Il en résultait que l'un des tiroirs restait appliqué contre la rampe de l'aiguille par l'action de son ressort, tandis que l'autre, refoulé par l'huile, lui livrait un passage de section variable avec le profil de la rampe, qui pouvait être ainsi modelé au mieux des besoins, et par exemple différemment pour la course aller et la course retour où les buts à atteindre ne sont pas les mêmes.

Les tiroirs permettaient d'ailleurs de régler à volonté l'intensité du freinage;

(1) Dont la partie inférieure communique avec l'atmosphère par un trou de mise à l'air libre, qui n'est pas situé tout en bas, afin de permettre la récupération des fuites d'huile dont nous parlerons tout à l'heure.



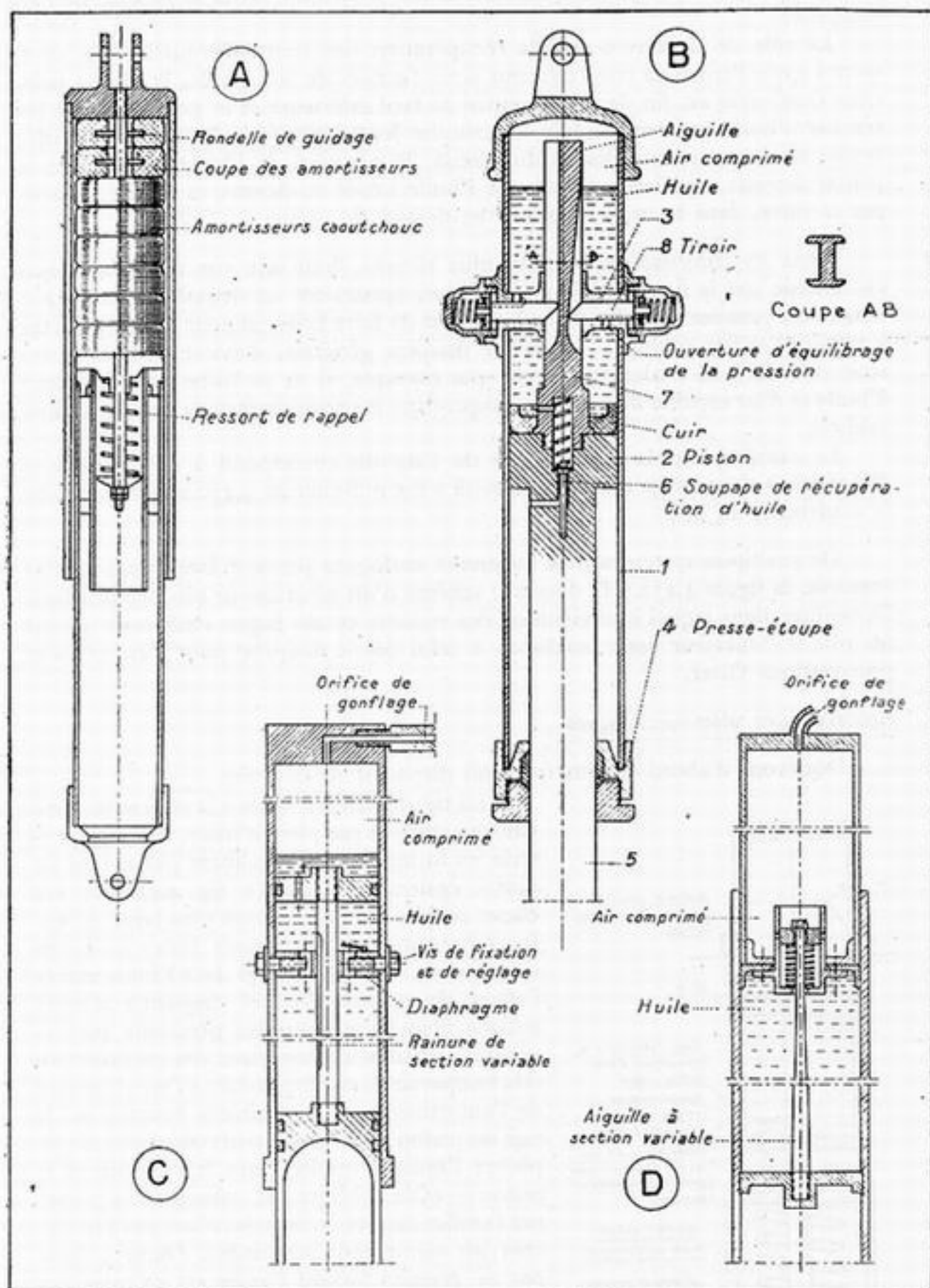


Fig. 4.432.t.

on faisait varier également la souplesse de l'amortisseur en mettant plus ou moins d'huile dans le corps cylindrique, c'est-à-dire en faisant varier le volume de l'air comprimé.

Le rôle de la valve 6 était la récupération des fuites éventuelles. En effet, quand après l'envol, la roue descend sous l'action de son poids, le piston inférieur comprime en fin de course entre sa face inférieure et le presse-étoupe les résidus d'huile qui ont pu fuir, et comme les sections de liquide sont différentes au-dessus et au-dessous du piston, la pression de l'huile située sous le piston devient supérieure à celle de l'huile située au-dessus, et l'huile repasse, par la valve, dans la capacité située au-dessus du piston.

4,432.12

Dans les amortisseurs Messier plus récents, dont une vue *très schématique* est donnée par la figure 4,432.1 C, on voit apparaître un deuxième piston au-dessus du premier : le rôle de ce piston est de faire brise-jet pour l'huile projetée à travers l'orifice calibré — et d'une manière générale, d'éviter que, lors des secousses dues au roulement au sol par exemple, il se produise une émulsion d'huile et d'air capable de pénétrer jusque dans la région intéressée par les orifices calibrés.

La rainure dans la partie basse de l'aiguille correspond à l'élargissement des sections de passage dont la nécessité a été indiquée en 4,430.21 pour adoucir le roulement au sol.

4,432.13

De multiples systèmes plus ou moins analogues peuvent être imaginés. Par exemple, la figure 4,432.1 D donne le schéma d'un amortisseur oléopneumatique Dewoitine, dans lequel interviennent des ressorts et une bague coulissante jouant un rôle d'obturateur assez analogue à celui décrit ci-après pour l'amortisseur pneumatique Olaer.

4,432.2

#### Amortisseurs oléo-mécaniques.

4,432.21

Décrivons d'abord le principe d'un dispositif de ce genre.

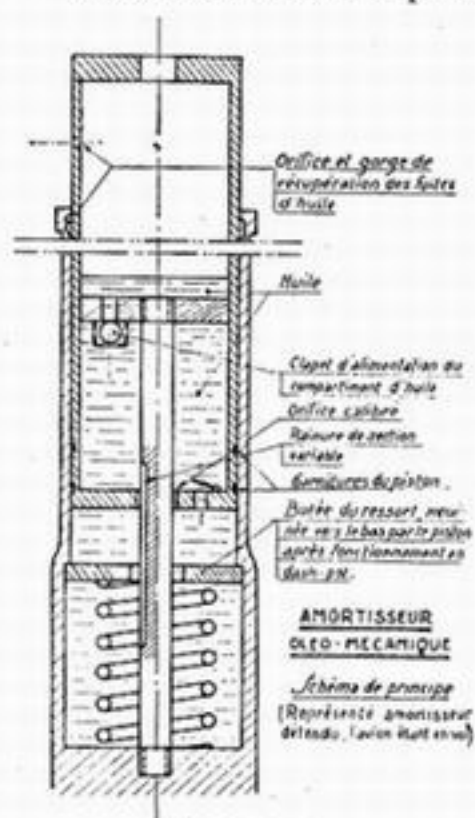


Fig. 4.432.21.

La tige inférieure reliée à la roue se termine par une sorte de pot plein d'huile. Une tige centrale en forme d'aiguille calibrée passe dans un orifice également calibré (v. fig. 4,432.21). Un clapet mobile livre un passage plus large à l'enfoncement qu'au retour, pour éviter les coups de raquette. Un ressort logé dans l'huile exerce l'effort de rappel. Un tel dispositif n'exige aucune étanchéité pour des pressions permanentes — mais seulement pour des surpressions très temporaires, correspondant à l'enfoncement de l'amortisseur : les garnitures figurées sur la tige du piston n'ont pas d'autre objet que d'empêcher l'huile de gicler entre le cylindre et le piston — et de l'obliger par conséquent à passer par l'orifice calibré; mais elles n'ont pas à empêcher un suintement permanent, l'huile n'étant pas en pression lorsque l'avion est au repos sur ses roues. La jupe du piston peut d'ailleurs être percée pour récupérer l'huile qui aurait pu s'échapper par les garnitures au moment du fonctionnement de l'amortisseur. Le fonction-

nement en dash-pot est ici particulièrement simple à réaliser : il suffit de donner au ressort une butée telle que le piston mobile n'arrive à son contact qu'en un point déterminé de sa course.

4,432.22

La réalisation mécanique d'une force de rappel peut d'ailleurs être confiée aux systèmes les plus variés. On peut faire appel à un ressort à boudin (comme dans le schéma précédent).

On peut aussi employer d'autres genres de ressort, comme l'anneau Kronprinz, utilisé dans les amortisseurs allemands du Henschel 129, et aussi du Junkers 52. Il s'agit d'un empilage de rondelles biconiques intervenant par leur élasticité radiale. La figure 4,432.22 donne le schéma de la réalisation : toute la difficulté réside dans le choix de l'angle du biseau, qui doit être assez ouvert pour donner une course suffisante, tout en ne l'étant pas trop sous peine de provoquer le coincement. On voit immédiatement qu'un tel système, dans lequel prend naissance un frottement non négligeable, absorbe une certaine part de l'énergie et donne à la restitution une force élastique inférieure à celle qui a provoqué la compression, ce qui est favorable pour éviter le « coup de raquette ». Il présente enfin l'avantage de faire travailler le métal en traction et compression pures, ce qui est plus avantageux que le cisaillement utilisé dans les ressorts de torsion, comme les ressorts à boudin par exemple. Il comporte en lui-même sa butée, atteinte lorsque les faces latérales des bicones arrivent au contact.

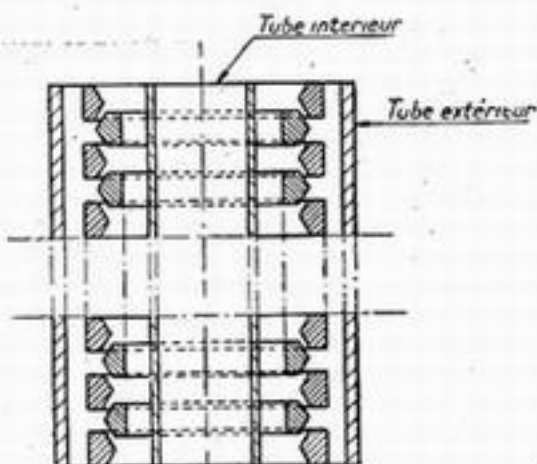


Fig. 4.432.22.

On peut enfin, comme c'est devenu un usage courant en automobile, faire appel à des barres de torsion : mais celles-ci ne sauraient être contenues dans le cylindre à huile, et obligent à séparer les fonctions de suspension et d'amortissement : nous y reviendrons en 4,435.2.

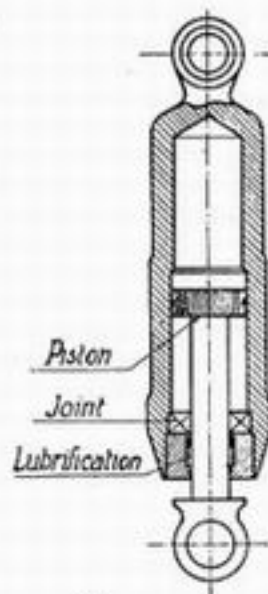
4,432.3

### Amortisseurs hydrauliques purs.

Le constructeur anglais Dowty a mis au point un dispositif très original dans lequel la force de rappel est demandée à la compression élastique de l'huile elle-même (et probablement aussi à une certaine déformation élastique du récipient) sous des pressions énormes, atteignant jusqu'à  $4.000 \text{ kg/cm}^2$  (v. fig. 4,432.3).

Les difficultés d'étanchéité sont surmontées grâce à un joint en caoutchouc serré par cette pression même contre la tige parfaitement polie du piston plongeur. Celle-ci se trouve si parfaitement asséchée qu'on doit craindre une adhérence du joint de caoutchouc à chaque rentrée de la tige, c'est pourquoi sa surface doit être lubrifiée par un dispositif spécial, à l'extérieur du joint.

Un tel amortisseur ne permet évidemment que des courses très faibles : d'où la nécessité de le monter avec un amplificateur de course, par exemple un levier du genre de celui décrit en 4,412.213.

Fig. 4.432.3  
Amortisseur hydraulique pur Dowty.



4.433

**AMORTISSEURS A AIR**

On peut enfin laminer de l'air et non de l'huile.

Ainsi l'amortisseur Olaer (v. fig. 4.433) comporte un cylindre 1 dans lequel se meut un piston 2 en duralumin, avec une tête rapportée en acier 3, fixée par une goupille 4; le cylindre est fermé par un ensemble 5 formant garnitures d'étanchéité, qui sera décrit en 4.435.1, et sur lequel le piston vient buter lorsque l'amortisseur est entièrement détendu (position représentée par la figure).

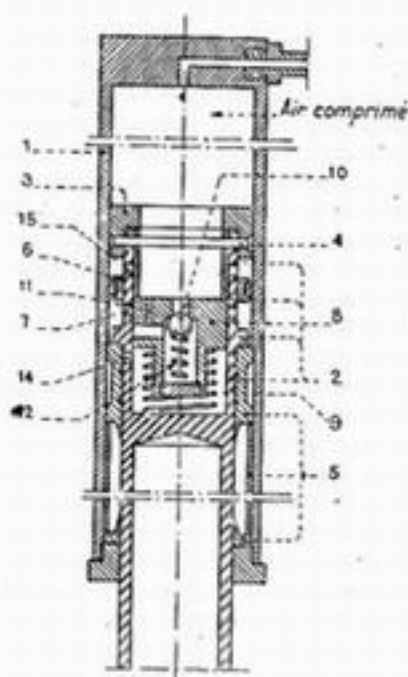


Fig. 4.433.  
Amortisseur Olaer

Une bague coulissante 6, montée à frottement dur sur le cylindre, joue un rôle d'obturateur : dans les mouvements du piston, cette bague reste en arrière et peut ainsi obturer ou découvrir extérieurement les lumières 7.

Une masselotte 8, rappelée par un ressort 9, peut, de son côté, obturer ou découvrir intérieurement ces mêmes lumières; elle comporte elle-même un orifice 10 obturé par une bille 11 et un ressort de rappel 12.

Lors d'un choc, la masselotte 8 par inertie et par l'accroissement de pression, démasque les lumières 7, par lesquelles passe l'air, jusqu'au moment où, après 10 mm. d'enfoncement l'obturateur 6 vient les fermer. L'air passe alors sous le piston en se faisant laminer par les trous 13 (1) et 14 jusqu'à ce que la pression soit assez forte pour enfoncer la bille 11.

Au retour, la masselotte 8 revient vers le haut sous l'effet conjugué de l'inertie et de son ressort de rappel, l'obturateur 6 remonte contre la tête du piston, chassant et laminant par les orifices 15 l'air qui s'était emmagasiné au-dessus de lui : le retour est amorti.

Dans cet amortisseur, purement pneumatique en principe, le constructeur a été pratiquement conduit à mettre une petite quantité d'huile, qui permet de faire varier aisément le volume d'air et par conséquent le réglage, et qui, passant à la place de l'air dans les orifices prévus, augmente le laminage et par conséquent le rendement de l'amortisseur.

4.434

**ESSAIS DES AMORTISSEURS**

On fait des essais d'amortisseurs d'une part sur des machines d'essais servant à mesurer leur rendement, et d'autre part sur des machines de fonctionnement servant à expérimenter leur endurance. Il est essentiel de noter l'importance considérable d'essais approfondis de ce genre, pour assurer la production d'amortisseurs de bonne qualité.

4.434.1

L'étude du rendement se fait en matérialisant la hauteur de chute d'un avion au moyen d'une machine qui permet de laisser tomber d'une grande hauteur

(1) L'orifice 13, non repéré sur la figure, est l'étroit conduit vertical traversant la partie gauche de la masselotte 8; il est alors en communication avec l'orifice 14 par le couloir horizontal situé au niveau de la bille 10.

un plateau chargé figurant le demi-poids  $P/2$  de l'appareil sur lequel est monté le demi-atterrisseur à essayer.

En France et en Angleterre, cette chute est d'ailleurs organisée d'une façon assez complexe, car on se propose d'arriver à la vitesse de chute désirée sans accélération. En effet, l'avion qui vole en descente planée à vitesse de régime (en fait, la vitesse verticale de descente minimum), n'est soumis à aucune accélération puisque son poids est équilibré par la réaction aérodynamique. Il ne s'agit donc pas simplement de laisser tomber l'équipement, il faut un dispositif qui, avant le choc, le fasse « flotter » et annule l'accélération de la pesanteur. Dans la machine Messier, par exemple, on y arrive au moyen de pistons plongeurs sur lesquels s'exerce une pression pneumatique qui équilibre le poids. A l'impact, l'ensemble tombe sur une plaque de choc dont les réactions sont enregistrées graphiquement en fonction du temps. On enregistre aussi de la même façon, et séparément, les déplacements de la roue (écrasement du pneumatique) et de l'amortisseur. On peut ainsi analyser de près les phénomènes, et déceler quels sont les éléments de réglage sur lesquels il faut agir pour atteindre les buts précisés ci-dessus en 4,430.

4.434.2

Les essais de fonctionnement et d'endurance se font sur des machines communiquant à l'amortisseur un mouvement alternatif répété destiné à figurer le roulement sur un sol irrégulier. Ce résultat est souvent recherché au moyen d'un tambour sculpté d'une façon irrégulière, ou excentré, que l'on fait rouler sous la jambe d'amortisseur chargée au demi-poids de l'avion.

Il est essentiel de pouvoir régler l'obliquité de la jambe en essai, car il arrive souvent que sous des charges obliques la jambe coulissante se coince ou tout au moins « broute » et ne fonctionne que par saccades.

Dans ces essais d'endurance il faut évidemment tenir compte de l'échauffement de l'amortisseur sous l'effet des frottements mécaniques et surtout visqueux. D'où la nécessité (sous réserve de ne pas descendre au-dessous des durées maximales normales de roulement au sol) de fractionner les essais, ou de refroidir l'amortisseur.

4.435

## DIVERS

4.435.1

### Étanchéité dans les amortisseurs et vérins.

L'étanchéité est souvent obtenue au moyen de garnitures en caoutchouc, naturel ou synthétique. Dans ce dernier cas elles ne sont pas attaquables par les huiles et on peut employer des huiles minérales. Avec les garnitures en caoutchouc naturel on met un liquide organique à base d'alcool, huile de ricin, etc...

Il y a aussi d'autres solutions, par exemple le dispositif Olaer, qui consiste à assurer l'étanchéité par une bague flexible en bronze. La tige du piston est équipée d'une bague terminée par des lèvres à section très acérée. La pression ambiante applique ces lèvres, comme une véritable lame de rasoir, sur la tige et réalise l'étanchéité. Ceci suppose essentiellement que la partie ainsi aiguisée ait une certaine flexibilité, et il faut pour cela un assez grand diamètre, les pièces à forte courbure ayant, quelle que soit leur minceur, une trop grande rigidité. Ce système peut donc donner satisfaction pour les atterrisseurs principaux qui ont de gros amortisseurs et convenir moins bien aux petits vérins ou aux amortisseurs de roues de queue.

4.435.2

### Séparation de la suspension et de l'amortissement.

Dans l'automobile, les deux fonctions de suspension et d'amortissement sont généralement séparées, et confiées l'une à des ressorts ou barres de torsion,

l'autre à des amortisseurs proprement dits, qui ne supportent pas d'efforts permanents, mais ont seulement pour rôle de freiner les mouvements rapides.

Dans l'aviation, comme nous venons de le voir, ces deux fonctions sont au contraire en général remplies cumulativement par un même organe dénommé amortisseur. S'il en résulte une certaine économie de poids et peut-être d'encombrement, il en résulte certainement aussi (sauf peut-être pour les amortisseurs oléo-métalliques) une grande complication pour cet organe, dont la fabrication est loin actuellement d'être aussi simple et économique qu'il conviendrait pour une grosse production de série. Si l'on arrivait à séparer les fonctions, comme dans l'automobile, les amortisseurs y gagneraient en rusticité : ils n'auraient plus besoin d'être étanches et se trouveraient dispensés par là de leur ruineuse précision d'usinage — ou pourraient l'être à bon marché si l'arbre sortant de la boîte hydraulique travaillait en rotation et non plus en translation.

## 4,44 - PNEUMATIQUES

4,441

### Constitution des pneumatiques.

Étudions d'abord la constitution d'un pneumatique et les paramètres qui le caractérisent.

Un pneu a une forme générale qui rappelle un tore (v. fig. 4,441). Sa résistance

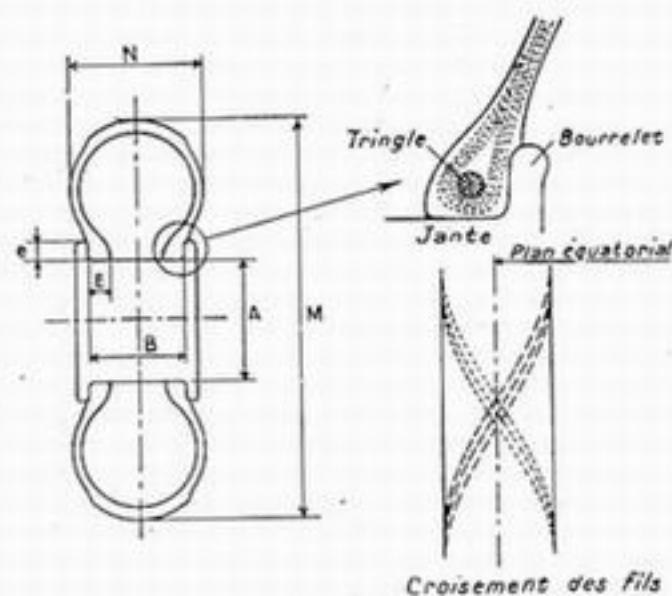


Fig. 4,441.

est assurée par des tringles métalliques et une carcasse de fils (généralement en coton, bien que les fils métalliques puissent et doivent être envisagés à bref délai) accrochés sur les tringles et noyés dans la gomme; les fils sont disposés sur plusieurs nappes superposées et séparées par de la gomme, et alternativement croisées comme du contreplaqué. La résistance du pneu dépend directement du nombre des fils.

Les paramètres qui définissent la forme du pneu sont les longueurs  $M$ ,  $N$ ,  $A$ ,  $B$  (v. fig. 4,441).

Les caractéristiques mécaniques d'absorption d'énergie sont

définies par les paramètres précédents et la pression de gonflement  $p$ . La résistance mécanique du pneumatique et sa raideur dépendent en outre de l'épaisseur de gomme en chaque point, du nombre de plis, et de la matière dont est faite la carcasse.

Les paramètres qui définissent la fixation sur la roue sont :  $A$ ,  $B$ ,  $E$ ,  $e$ .

4,442

### Effets des divers paramètres.

4,442.1

L'énergie absorbée par un pneu totalement écrasé croît avec la pression de gonflement et avec le rapport du volume du pneumatique non chargé à celui du



pneumatique écrasé. D'une manière plus précise, comme le rendement d'un pneumatique est sensiblement égal à 0,4 :

$$W = 0,4 F_{\max} \times h = 0,4 S_c p_c h$$

en appelant  $S_c$  la surface de contact avec le sol du pneumatique écrasé,  $p_c$  la pression intérieure dans le même état et  $h$  la hauteur d'aplatissement.

Pour une dimension extérieure  $M$  donnée, on augmente l'énergie absorbable en augmentant  $p$  et  $N$  (ce qui accroît  $S_c$ ) et en diminuant la dimension  $A$ , ce qui augmente  $h = M - A$ .

On est cependant limité dans cette voie.

D'une part, la pression de gonflement des pneus est limitée sur les pistes en herbe par les déformations du sol. Il importe en effet que celles-ci ne soient pas trop grandes, à la fois pour la bonne conservation des terrains, et pour diminuer la résistance au roulement des pneus, qui peut aller jusqu'à l'enlèvement complet. Cette condition conduit à limiter la pression de gonflement des pneus en fonction de leurs dimensions. La pression sur le sol est en effet égale à la pression de gonflement du pneu, majorée d'un coefficient de raideur qui est ordinairement de l'ordre de 10 % pour les charges normales. Le seul moyen pour s'affranchir de cette limitation est l'emploi des pistes en « dur », qui se généralisent pour cette raison.

D'autre part, la dimension  $A$  ne peut être diminuée indéfiniment. En effet, tous les efforts que le sol transmet au pneu sont transmis par ce dernier à la roue par la zone de contact qui est dite zone d'accrochage du pneu. La surface de cette zone de contact est évidemment proportionnelle à  $A$ , à  $e$  et à  $E$ . La limitation des efforts unitaires qui peuvent être très grands (particulièrement lors du freinage) dans cette zone conduit à ne pas descendre au-dessous d'une surface de contact minima, donc à limiter inférieurement le rapport  $A/M$  ainsi que les longueurs  $e$  et  $E$ .

On est obligé également de conserver un certain volume de gomme dans la région de l'accrochage pour y loger la tringle et les différentes nappes de fil.

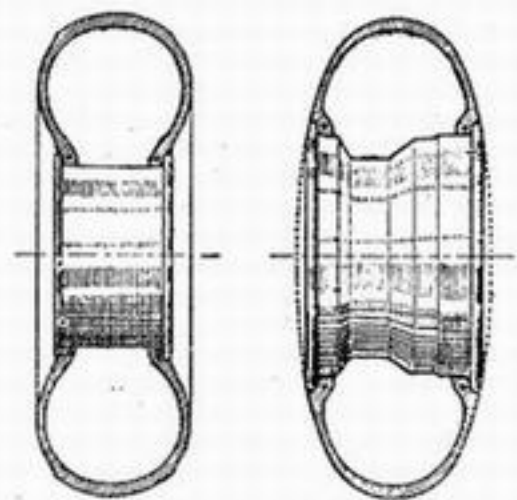
La forme extérieure des pneus peut être caractérisée par les rapports  $B/N$  et  $(M-A)/N$ , et par les sculptures éventuelles.

Elle intervient dans des ordres de considérations très différents : aérodynamique, dérive au roulement, et encombrement.

L'aérodynamique conduit à donner aux pneus pour atterrisseurs fixes, ou non entièrement escamotables, une forme légèrement ogivale dont le profil se raccorde à celui de la roue (pneumatiques américains Streamlined — v. fig. 4,442.2).

La diminution de la dérive d'un pneu en roulement sous l'effet d'un effort latéral est obtenue par une assise large du pneu sur la roue (augmentation de  $B$ ) et par un choix convenable de l'angle de croisement des plis. On est ainsi également conduit à une forme légèrement ogivale lorsqu'on veut diminuer la dérive des pneumatiques, mais on rappelle que cette opération n'est pas forcément souhaitable (Cf. 3,412.22). La question des sculptures a été traitée en 3,424.

Pour réduire l'encombrement, une tendance se dessine en Amérique vers des pneumatiques à section carrée ou rectangulaire (Bell P 39 « Airacobra »),



Forme classique      Forme Streamlined  
Fig. 4,442.2.

ce qui augmente à la fois la surface de contact  $S_c$  et la résistance aux efforts latéraux. Le summum du genre est actuellement le pneumatique Dunlop « Compacta » dont la section est un rectangle très aplati,

4.443

#### Perfectionnement des pneumatiques.

Bien des études restent à faire sur le roulement des pneus et l'action des différents paramètres : forme, pression de gonflement, structure, etc... Mentionnons aussi le problème des pneus increvables, qui en aviation revêt une particulière importance (pour éviter qu'un pneumatique atteint au combat produise à l'atterrissage la destruction de tout l'avion) mais soulève aussi des difficultés plus grandes qu'ailleurs, pour des raisons de poids, et d'absorption d'énergie dynamique. La solution est recherchée dans la voie des chambres à air multiples.

Notons aussi, pour les roues orientables, les études de formes particulières de pneumatiques destinées à éviter le shimmy. On peut citer à cet égard le pneumatique Marstrand à double bande de roulement (v. fig. 4.443), qui s'oppose à l'amplification des oscillations, d'une part à cause de sa moindre flexibilité



Fig. 4.443.  
Pneumatique Marstrand.

latérale, d'autre part et surtout à cause de son frottement de pivotement très accru sur le sol. Il se comporte à cet égard un peu comme l'équipage arrière d'un véhicule automobile qui n'aurait pas de différentiel : on sait la difficulté qu'éprouvent de tels véhicules à virer correctement — difficulté qui devient ici un avantage. Le Hawker « Typhoon », le de Havilland « Mosquito » notamment sont équipés de roues de queue de ce type. Le mérite de cette solution est de s'opposer au shimmy à sa naissance, et non pas, comme dans les solutions jusqu'à présent classiques, par un amortissement reporté plus loin sur le pivot. On obtiendrait le même résultat par deux roues côte à côte, solidarisées en rotation : c'est ce que réalisent les atterrisseurs avant du Douglas DC4, du Lockheed « Constellation », et du planeur de fret Airspeed « Horsa ».

Enfin, mentionnons les sortes d'« oreilles » radiales taillées dans les flancs des pneumatiques d'avions rapides, pour obtenir par un effet aérodynamique analogue à celui d'aubes de turbine escamotables, la mise en rotation des roues avant l'atterrissage, et éviter ainsi les effets d'inertie de rotation trop brutaux à la prise de contact avec le sol (rabortage de la gomme).

4.444

#### Choix d'un pneu pour un avion donné.

Le règlement de calcul définit l'énergie à absorber à l'atterrissage. Les caractéristiques de l'amortisseur définissent la part de cette énergie qui doit être absorbée par le pneu, et permettent de choisir le pneu dans une série donnée.

En outre le règlement fixe l'effort maximum qui peut être appliqué sur un pneumatique donné, dans le cas de calcul à rupture de l'atterrisseur, effort qui ne doit pas dépasser les  $5/4$  de la charge d'écrasement total. Il fixe aussi la charge maximum de roulement, égale en France à la fraction  $1/3,2$  de la charge d'écrasement total pour ménager une endurance suffisante du pneu en roulement normal. Sur un pneu surchargé les fils subissent des allongements excessifs et peuvent se rompre successivement; le pneu risque alors d'éclater.

## 4,45 - ROUES

Les roues ont été autrefois construites en acier, mais les roues employées aujourd'hui en aviation sont plutôt des roues fondues en alliage léger.

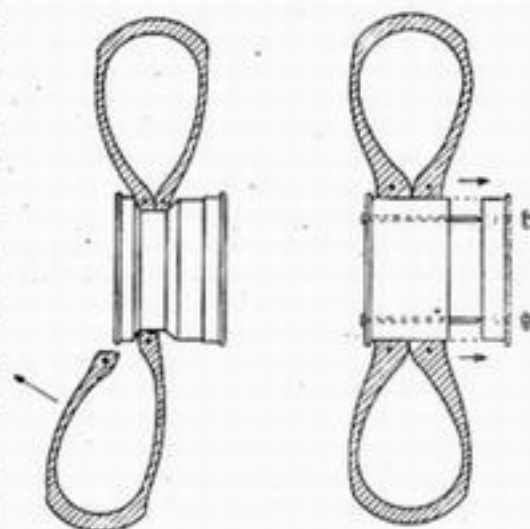
Les roues fondues peuvent être de deux types : à base creuse ou à base plate, ceci suivant le procédé adopté pour le démontage du pneu.

La roue à base creuse peut être d'un seul bloc : le démontage du pneumatique reste possible, en amenant ses deux talons en fond de jante (v. fig. 4,45).

Au contraire les roues à base plate sont obligatoirement démontables car sans cela il n'y aurait aucun moyen de retirer le pneumatique. Le plan de section différera de préférence du plan de symétrie, de telle façon qu'on dispose d'une partie fixe de la roue assez large pour qu'au montage on puisse y placer à la fois les deux talons du pneu (voir figure 4,45).

L'ensemble de la roue est allégé au maximum et comporte de nombreuses cavités réalisées par des noyaux à la fonderie. Il en résulte une technique de fonderie très délicate. Les accidents dus à la rupture de roues d'avion sont assez fréquents et peuvent être très graves.

Dans la technique des roues en alliage de magnésium fondu il faut éviter les goujons prisonniers qui tiennent mal dans le magnésium, branlent et se défont. Il vaut mieux fixer les deux pièces du groupe démontable par des boulons traversants. Ce système est un peu plus lourd mais beaucoup plus sûr.



Démontage d'un pneu sur roue à base creuse à base plate

Fig. 4-45.

## 4,46 - FREINS

## Freins à mâchoires.

A l'intérieur d'un tambour lié à la roue deux mâchoires de frein pivotent chacune autour d'un axe porté par un flasque fixe (v. fig. 4,461). Ces mâchoires sont traitées comme des poutres d'égale résistance, avec une plus grande inertie à l'endroit où le moment fléchissant est maximum, et sont poussées par de petits vérins dans lesquels on envoie de la pression.

En effet, les commandes de freins sur avion sont toujours actuellement des commandes par fluide sous pression, seul moyen permettant un freinage constant et sans dérèglement, ce qui est important pour la précision des freinages différentiels sur les deux roues.

Le sens de fonctionnement du frein est généralement celui représenté figure 4,461, repère 1. On a alors un frein ordinaire sans effet d'enroulement. Si l'on désire augmenter l'intensité du freinage par un effet d'enroulement ou

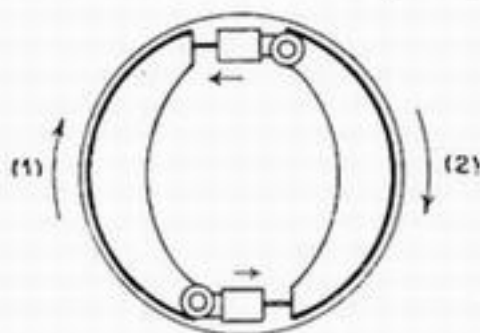


Fig. 4.461.



d'arcboutement, il suffit d'inverser la position de l'articulation en fonction du sens de rotation de la roue (v. fig. 4,461, repère 2).

Ce procédé est plus énergique mais il ne faut pas oublier une qualité essentielle pour les freins d'aviation : un défreinage instantané, pour remédier au risque de capotage ou de cheval de bois.

#### 4,462 Autres types de freins.

4,462.1 On peut augmenter la surface de frottement, et par conséquent l'intensité du freinage, en exerçant ce freinage au moyen de disques concentriques à la roue qu'on peut théoriquement multiplier à volonté, sous réserve de l'évacuation des calories, dont nous parlerons tout à l'heure en 4,464.2. Des disques liés à la roue sont intercalés entre des disques fixes, et appuyés sur ceux-ci avec la force désirée, au moyen d'organes de commande qui sont souvent constitués par une vessie ou chambre à air actionnée par de l'air comprimé distribué par un bouton de commande.

4,462.2 Le frein Olaer du Dewoitine 520 emploie aussi la pression d'air répartie par une vessie, mais pour appuyer une série de sabots garnis de ferrodo contre un tambour de frein occupant tout l'intérieur de la roue.

#### 4,463 Commande différentielle des freins.

Dans le freinage en roulement rectiligne l'action des freins doit être équilibrée à gauche et à droite pour éviter l'embarquement en cheval de bois. Mais pour les évolutions au sol il est nécessaire de pouvoir agir différemment sur les freins.

Ce résultat est atteint :

- soit par des commandes de freins indépendantes sur chaque pédale du palonnier, actionnant directement chacune des roues,
- soit par une commande centrale unique (généralement sur le manche ou le volant) dosant l'intensité totale du freinage, associée à un répartiteur conjugué avec le palonnier.

#### 4,464 Intensité du freinage.

L'augmentation des vitesses d'atterrissage et l'apparition des avions tricycles posent au sujet de l'intensité du freinage des questions délicates, qui sont entièrement commandées par l'adhérence du pneumatique sur la roue et l'évacuation des calories dues au freinage.

4,464.1 Pour l'adhérence du pneumatique, de nombreuses solutions sont envisageables : pneus polygonaux, pneus clavetés sur la jante, etc... Dès à présent, le minimum qu'on doit faire est de strier les bourrelets des roues pour que la gomme adhère davantage et que le comportement du pneu soit bon lors du freinage.

Ceci pose également la question des effets d'inertie à la mise en rotation des roues lors du contact avec le sol : au fur et à mesure qu'augmenteront les vitesses d'atterrissage, la brutalité de ce phénomène ira croissant, et il devient d'ores et déjà indispensable, pour éviter des glissements qui peuvent aller jusqu'au sectionnement de la valve et à l'éclatement du pneumatique, d'étudier des dispositifs de mise en rotation préalable de la roue avant atterrissage. Des fabricants de pneumatiques américains ont imaginé de le faire aérodynamiquement en munissant les flancs des pneumatiques d'ailettes souples en caoutchouc, mais il se peut que ce soit encore insuffisant et qu'il faille recourir un jour à un véritable lancement mécanique.

4,464.2

La chaleur développée par le freinage exige la protection du pneumatique et surtout de la chambre à air contre les élévations de température exagérées. Il est bon d'isoler thermiquement (bande d'amiante par exemple) le talon du frein, sinon la chaleur dégagée détruirait rapidement le caoutchouc du pneumatique, et pourrait amener l'éclatement de la chambre à air.

On a cherché à dissiper la chaleur de freinage par l'aération des roues, en faisant des roues plus ou moins creuses, avec des ailettes radiales faisant un appel d'air et fonctionnant un peu comme des aubages de turbine (Messier).

Ce procédé s'est révélé assez inefficace, d'abord parce que les trous d'entrée d'air risquent de s'obstruer très vite par la boue, ensuite parce que la température maximum au tambour de frein est acquise justement à la fin du roulement lorsque la vitesse relative est très faible et que l'air a peu de tendance à entrer dans la roue pour la refroidir. Ces ailettes peuvent cependant contribuer heureusement à la mise en rotation de la roue avant l'atterrissage.

On sera donc amené à augmenter beaucoup les possibilités d'absorption calorifique des roues, soit par augmentation de la masse métallique, soit par un système de véritables radiateurs qui peuvent être à liquide, ou, d'une façon plus efficace encore, à fusion ou à vaporisation, ce qui permet de diminuer la quantité de refroidisseur grâce à l'utilisation de la chaleur latente de fusion ou de vaporisation : un tel mode de refroidissement, d'une application difficile pour un refroidissement continu (moteurs) est tout indiqué pour un refroidissement fugitif et discontinu, puisque la recondensation ou la solidification peut ensuite s'opérer tout à loisir.

Notons l'heureux effet à cet égard de la multiplication des roues : c'est un avantage de plus à l'actif des « diabolos » de roues jumelées.

4,465

#### Dimensions des tambours et garnitures.

A la suite de nombreux essais, les auteurs américains, spécialistes du freinage, ont admis que la charge maxima à imposer à un frein correspondait à l'absorption de l'énergie d'une masse de 3,35 kg lancée à 116 km/h par unité (cm<sup>2</sup>) de surface de frottement du tambour. Pour des vitesses V différentes, la masse M, pouvant être correctement freinée par cm<sup>2</sup> de surface de garniture, s'obtient par la formule  $MV^2/s = \text{constante}$ , qui exprime la constance de l'énergie unitaire définie ci-dessus.

Les Américains estiment que si cette charge limite est dépassée, le frein travaille dans des conditions très défavorables qui compromettent la sécurité — par suite de l'échauffement excessif des garnitures, qui fait décroître le coefficient de frottement — et l'économie, par suite de la durée très réduite des garnitures.

Les chiffres ci-dessus se rapportent à un train à 2 roues principales en avant du centre de gravité. Pour les trains tricycles, le freinage peut être plus brutal, puisque le risque de capotage n'est plus à craindre; par suite la puissance à dissiper peut être plus grande (à énergie totale égale), et les Américains estiment qu'une augmentation de la surface des garnitures d'au moins 25 % par rapport aux chiffres donnés ci-dessus est à prévoir.

En attendant que les freins français aient pu être essayés rationnellement sur les machines d'essai de freins dont l'établissement est en cours, et que l'expérience ait montré que les chiffres ci-dessus sont adaptés aux garnitures utilisées en France, il y a lieu de considérer le critère américain comme un maximum à ne jamais dépasser et en dessous duquel il est sage de se tenir.

Il est à noter en effet que les Américains emploient, toutes choses égales d'ailleurs, des roues plus résistantes et plus massives que les roues françaises, pour lesquelles la norme prescrit une résistance à rupture égale à 125 % de la charge dynamique d'aplatissement du pneu correspondant.

Il en résulte que les échauffements locaux peuvent être plus élevés, toutes choses égales d'ailleurs, sur une roue française que sur une roue américaine, ce qui peut avoir de graves conséquences pour la roue et le pneu.

Il est donc prudent de prévoir délibérément pour les avions français des roues plus résistantes et plus massives que ne l'impose la norme, chaque fois que les énergies unitaires à dissiper s'approcheront du maximum fixé ci-dessus.

4,466

#### Freins autorégulateurs.

On a étudié divers systèmes de freins auto régulateurs, par exemple le frein Piganeau dans lequel l'action sur les mâchoires est exercée par l'intermédiaire d'un régulateur centrifuge. Celui-ci agit sur un coin entrant plus ou moins profondément entre les 2 moitiés en biseau d'une barrette métallique, qui commande les deux moitiés du frein à la fois (v. fig. 4,466). Dans le frein ainsi réalisé il y a un effet d'enroulement d'un seul côté. Le régulateur centrifuge est entraîné par un galet moteur qu'une commande par vérin vient mettre en contact avec le tambour du frein.



Régulateur  
Fig. 4.466.

De telles dispositions, à condition qu'elles soient bien réalisées, durantes et sûres, présentent l'avantage de permettre le freinage optimum, aussi fort qu'il est possible sans bloquer la roue (dès que la roue a tendance à se bloquer, le régulateur ralentit, le coin remonte et défreine) tout en dispensant le pilote du souci de doser son freinage, question d'autant plus délicate pour un pilote peu expérimenté, qu'elle se produit juste à l'atterrissage, c'est-à-dire au cours de la manœuvre qui demande le plus d'attention.

4,467

#### Essais de freins.

Les freins doivent être étudiés sur de véritables machines d'essais dans lesquelles on étudie la puissance du freinage, l'absorption d'énergie et surtout les élévations de température locales et la dissipation de la chaleur.

### 4.47 - ATTERRISSEUR ARRIÈRE

4,471

#### Béquille.

Nous avons vu en 1,521 que la béquille se rencontre encore quelquefois sur certains avions légers (avions de chasse ou d'instruction) et sur des avions à bon marché (tourisme), pour faire l'économie des freins.

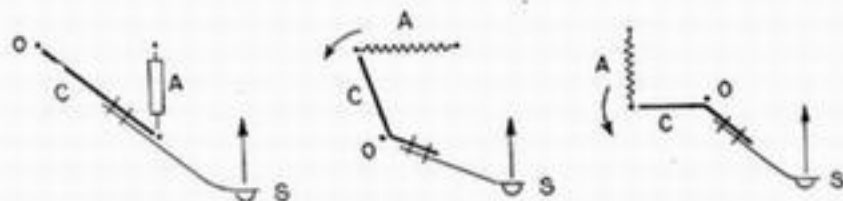


Fig. 4.471.

Les béquilles doivent être assez robustes pour supporter des chocs sans se briser, et être assez souples pour ne pas fatiguer le fuselage ou risquer d'occasionner des ruptures.

Une béquille se compose généralement (Cf. fig. 4,471) d'une partie principale, ou corps de béquille fixe C, portant une ferrure d'articulation à axe hori-



zontal C et un amortisseur A, servant de liaison élastique au fuselage. Il s'y ajoute souvent une terminaison élastique maintenant le contact avec le sol et encaissant les efforts dynamiques. De toute façon, la pièce terminale est une partie freinante S appelée soc.

#### 4,471.1 *Amortisseur.*

Ce rôle était rempli autrefois par des sandows, qu'on rencontre d'ailleurs encore quelquefois pour des raisons d'économie sur de petits avions légers. Cette solution est médiocre, parce que, comme nous l'avons vu en 4,431 à propos des atterrisseurs principaux, le caoutchouc travaillant en traction est un mauvais amortisseur. Or, l'amortissement de la béquille ne doit pas être traité à la légère : il a pour fonction d'éviter des coups de raquette très désagréables, et qui fatiguent beaucoup le fuselage en flexion.

Aussi maintenant emploie-t-on presque toujours des amortisseurs analogues à ceux des atterrisseurs principaux.

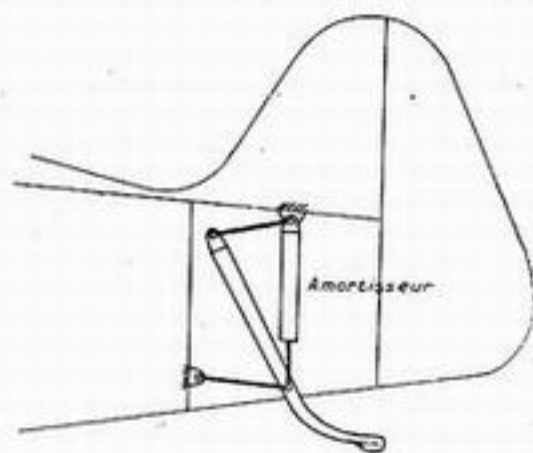
#### 4,471.2 *Corps de béquille.*

Il est nécessaire d'éviter que le plan OS (fig. 4,471) qui contient l'axe d'articulation (1) et le point de contact avec le sol ne soit trop près de la verticale. En effet, la composante du choc située dans ce plan est encaissée directement par l'axe, sans amortissement, les systèmes élastiques n'intervenant en général que dans les mouvements de rotation de la béquille autour de son axe.

Une béquille trop verticale présente en outre l'inconvénient d'accrocher sérieusement toutes les aspérités du sol, telles que : bordures de ciment, caniveaux, etc..., et de provoquer ainsi des détériorations de fuselage.

Les corps de béquille se font en bois ou en métal. Dans ce dernier cas, ils peuvent être faits en tubes d'acier ou de duralumin portant des ferrures appropriées, ou constituées par un caisson métallique en duralumin rappelant un peu la structure du longeron d'aile, ou parfois en tubes d'acier soudés à une sorte de sabot terminal (exemple : Bloch 152).

L'articulation du corps au fuselage comporte quelquefois, au lieu d'un axe unique, un quadrilatère articulé dont une conception particulière se rencontre dans le Morane 406 (voir figure 4,471.2).



Suspension de béquille du Morane 406  
Fig. 4,471.2.

#### 4,471.3 *Terminaison de la béquille.*

La terminaison qui porte le soc est souvent élastique : elle est alors constituée par un ressort à lames.

Pour les petits avions, la béquille est même parfois constituée uniquement par ce ressort, considéré comme suffisamment élastique par lui-même, et dont l'extrémité est alors rigidement fixée au fuselage.

(1) Lorsque la béquille est articulée autour d'un axe horizontal unique, ce qui n'est pas le cas du Morane 406 par ex. (v. fig. 4,471.2).

Les socs de béquille doivent être suffisamment mordants pour assurer un bon freinage de l'avion dans les terrains les plus variés, et suffisamment durs pour résister à l'usure, notamment dans les terrains pierreux et sur les aires cimentées.

Pour permettre le remplacement facile après usure, ils doivent être aisément démontables, et les pièces qui les fixent au corps de béquille doivent être conçues pour que ce démontage soit toujours possible, quelle que soit l'usure : les têtes de vis ou de boulons affleurant la partie frottante sont à proscrire. La figure 4.471.3 A donne quelques exemples de socs couramment employés.

Il est nécessaire de prévoir un certain débattement latéral pour les évolutions au sol. Mais d'autre part il y a intérêt à rappeler élastiquement la béquille dans le plan de symétrie de l'appareil; il est

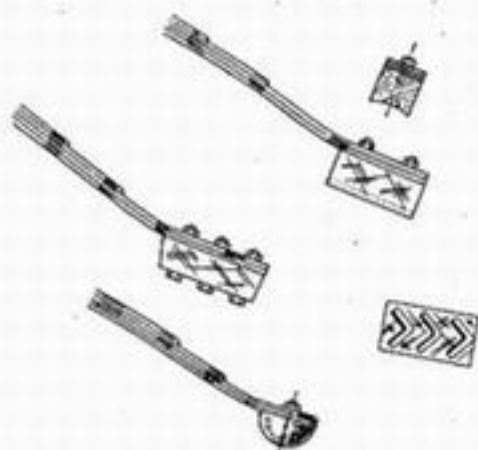


Fig. 4.471.3 A.

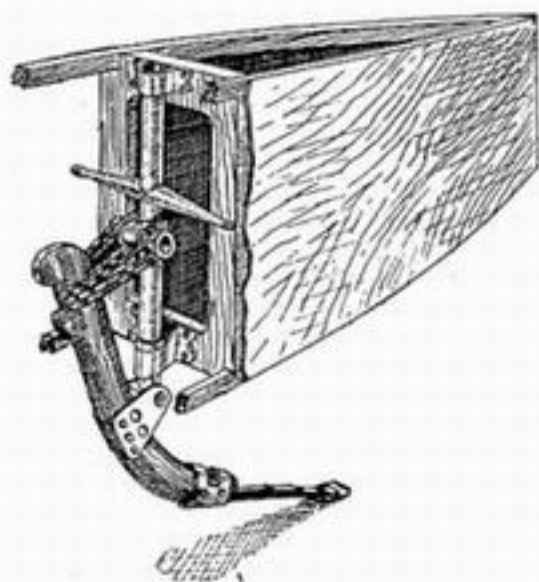


Fig. 4.471.3 B.

même plus avantageux de la rendre gouvernable au moyen du palonnier auquel elle doit alors être reliée élastiquement. La figure 4.471.3 B donne, à titre d'exemple, la réalisation des avions-écoles Morane-Saulnier.

4,472

### Roue de queue.

Il est indispensable de prendre de sérieuses précautions contre le shimmy : il n'était pas rare, lors de l'apparition des premières roues de queue, de voir celles-ci tourner comme des toupies autour de leur pivot pendant le roulement de décollage ou d'atterrissage, d'où risques de vibrations et de détériorations graves de la roue elle-même, de son support, et de l'arrière du fuselage.

On obvie à ce risque par un choix approprié du déport et de l'angle du pivot, et aussi par des moyens comme le pneu Marstrand anti-shimmy (cf. 4.443). Faute de mieux, on peut aussi disposer un amortisseur de shimmy, mais cette solution qui consiste à intervenir sur l'effet ne vaut pas celle qui consiste à supprimer la cause.

Les dimensions des roues de queue varient dans d'assez larges proportions selon leur emplacement : elles peuvent être d'autant plus petites qu'elles sont plus à l'extrémité de la queue (cas général des avions français — le Bréguet 691-693 étant l'un de ceux où elle se trouve le plus en arrière) et d'autant plus grandes qu'elles se rapprochent du centre de gravité (cas fréquent sur les avions américains, Douglas DC 2 par exemple).

L'expédient qui consiste à utiliser pour les roues principales des « diabolos » de roues jumelées pour éviter un encombrement excessif peut être employé également pour les roues de queue, bien qu'il y soit jusqu'à présent beaucoup plus

rare. On peut citer cependant l'exemple, assez particulier, du quadrimoteur de bombardement britannique Short « Stirling », qui a deux roues de queue, d'ailleurs distinctes (visibles sur la photographie n° 33), montées sur deux pivots séparés solidarisés en rotation par une chaîne Galle.

#### 473 Dispositifs de garde arrière.

Mentionnons enfin la présence fréquente de dispositifs de protection, ou de garde arrière.

Dans le cas des trains tricycles on peut disposer au bout du fuselage une roulette supplémentaire, très sommairement amortie, pour assurer la garde de l'avion au cas d'un cabrage exagéré qui ferait toucher l'extrémité de la queue.

On met aussi dans le cas des atterrisseurs avec béquille ou roue de queue, une pièce plus résistante de garde arrière pour le cas de dégonflage d'amortisseur de béquille, crevaison de pneu de roue de queue, etc... Il serait en effet fâcheux que de tels incidents, bénins en eux-mêmes, fussent la cause de détériorations très graves des parties inférieures de la structure du planeur.

De telles dispositions sont à rapprocher de celles qui sont prises, dans les avions bien conçus, pour qu'un atterrissage fortuit avec l'atterrisseur escamoté n'entraîne aucun dommage grave pour l'appareil, et dont un aperçu a été donné en 4.332.

---

## 4,5 — BÂTIS-MOTEURS

---

#### 4.50 Généralités.

4.501 La conception des bâtis-moteurs résulte de la nature des effets auxquels ils sont soumis et qui sont précisés dans le Règlement 2004/B. Il faut noter qu'en dehors des efforts qui apparaissent dans ces conditions de calcul, les bâtis-moteurs sont soumis à des efforts gyroscopiques dus à l'hélice. Sur les avions modernes à moteurs puissants, les moments d'inertie d'hélices de très grand diamètre deviennent importants, et en virage très rapide (notamment évolutions acrobatiques) certaines barres du bâti peuvent être soumises de ce fait à des efforts élevés. Mais ce cas de calcul, qui est mentionné à part dans certains règlements de calcul étrangers, n'est pas explicité dans le règlement français parce que, pour le moment du moins, il est largement couvert par le cas de calcul aux efforts latéraux. Cependant, il y a lieu de rester vigilant sur toute évolution de la technique qui pourrait conduire à redonner dans certains cas la prédominance aux efforts gyroscopiques.

4.502 D'autre part, le groupe moto-propulseur, par la variété des fréquences subies, est la source principale des microvibrations enregistrées à bord des avions. Le bâti-moteur est donc soumis à des efforts alternés auxquels il doit résister; il est utile de vérifier qu'aux efforts normaux, par exemple pour des variations du couple



allant de 0 à 2 fois le couple de surpuissance, les différentes pièces du bâti ne dépassent pas la *limite de fatigue* du matériau employé (voir Annexe au Règlement 2004/B).

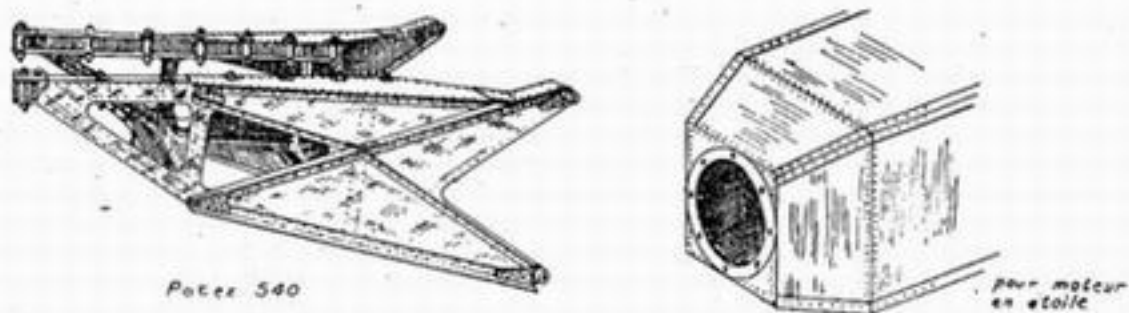
Pour éviter les phénomènes de résonance on devra enfin réaliser une suspension élastique du moteur sur son bâti, ou de l'ensemble moteur et bâti dans le planeur. Les dispositifs correspondants seront étudiés plus loin, en 6,111.

4,51

### Fixation par un plan de pose.

Examinons d'abord le cas des moteurs présentant un plan de pose, qui est souvent le plan de jonction de deux parties du carter.

On a fait autrefois beaucoup de bâtis-caissons en duralumin qui aboutissaient



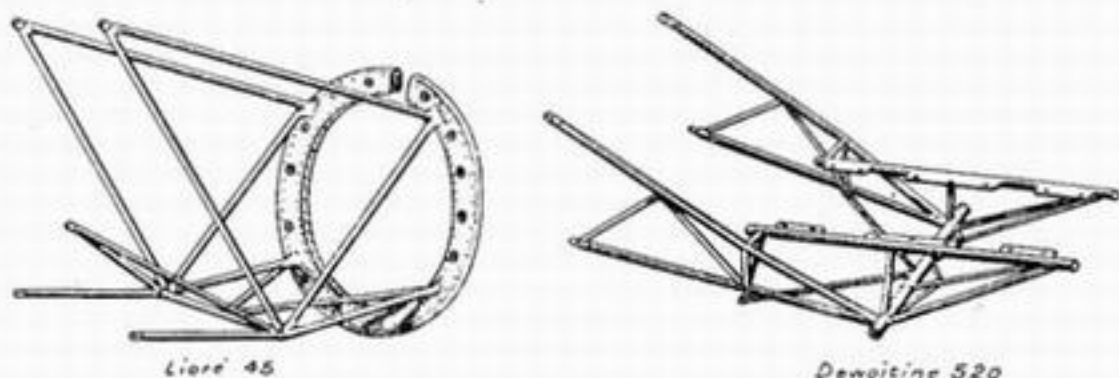
Bâtis moteurs en caisson de duralumin

Fig. 4.51 A.

— à deux longerons pour les moteurs en ligne, comme sur le Potez 540 (v. fig. 4,51 A), le Morane 406, etc...

— à une couronne pour les moteurs en étoile comme sur le Bloch 200, etc... (v. fig. 4,51 A).

On s'est vite aperçu que cette forme de bâti-moteur nuisait souvent à l'accès-



Bâtis moteurs en tubes soudés

Fig. 4.51 B.

sibilité des parties arrière du moteur. En effet, il existe à cet endroit de nombreux organes que l'on doit fréquemment inspecter, régler ou même actionner au sol (amorçage des pompes); la tôle du caisson est alors une gêne.

Pour ces raisons d'accessibilité, et en même temps pour améliorer l'économie de fabrication, on est passé à peu près exclusivement en France à des bâtis-moteurs en tubes soudés, aussi bien pour les moteurs en ligne que pour les moteurs en étoile (v. fig. 4,51 B). Il faut noter cependant qu'un soin tout particulier doit être apporté à l'exécution de ces ensembles soudés qui, soumis à des trépidations incessantes, sont plus que d'autres sujets à se criquer.

Les Américains ont parfois conservé, même sur des appareils modernes (Bell P39 « Airacobra » et North American P51 « Mustang »), des bâtis en caisson d'alliage léger pour les moteurs en ligne.

4,52

### Fixation par points.

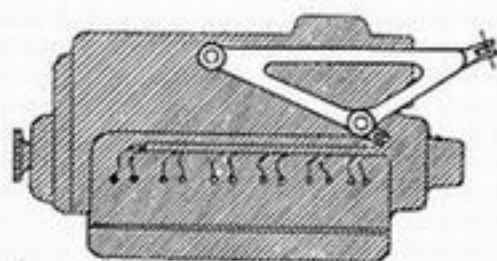
Dans un autre mode de suspension, le moteur n'est plus soutenu par des plans de pose mais par un nombre minimum de points isolés.

Un des premiers exemples a été le moteur Renault à quatre cylindres inversés (v. fig. 4,52 A). C'est le cas actuellement des plus puissants moteurs allemands inversés à refroidissement par liquide.

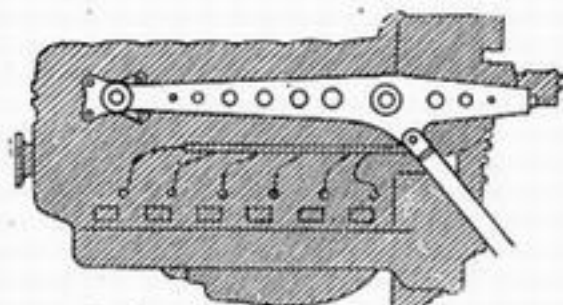
Par exemple les moteurs DB 603 et 605 comportent de chaque côté un point de fixation très robuste à l'avant et à l'arrière : tous deux sont invariables en position sur le moteur (v. fig. 4,52 B).



Bâti-moteur pour Renault 4 Pd  
Fig. 4,52 A.



Bâti-moteur pour D.B. 601



Bâti-moteur pour Jumo 211

Fig. 4,52 B.  
Bâtis-moteurs en magnésium forgé.

Le moteur Jumo 211 comporte plusieurs plaquettes et points de suspension possibles de chaque côté du moteur. On peut donc choisir ceux de ces points de suspension qu'on préfère en fonction de la solution particulière envisagée, ce qui donne plus de souplesse à la conception du bâti.

Ces modes de fixation sont plus simples. Ils facilitent l'accessibilité, le démontage rapide du groupe motopropulseur et l'emploi de supports identiques (ou du moins comportant des parties identiques) sur différents types d'avions. Il faut noter cependant qu'ils nécessitent un moteur conçu en conséquence : en particulier, le carter doit être assez rigide pour tenir par lui-même, sans l'appui supplémentaire qu'apporte dans le cas précédent l'appui sur une face dressée du bâti.

C'est à propos de bâtis de ce genre qu'on a vu apparaître un nouveau mode de fabrication, comportant la réalisation de poutres-supports latérales en alliage de magnésium forgé (on rappelle que des presses de très forte puissance sont alors nécessaires — cf. ci-dessus en 4,013.21).

La poutre de suspension en magnésium forgé du moteur DB 601, livrée avec le moteur, équipe à peu près tous les avions munis de ce moteur, aussi bien monomoteurs (Messerschmitt 109) que bimoteurs (Heinkel 111 par exemple). Le Jumo 211 est, lui aussi (bien que d'autres solutions, comme nous l'avons vu, soient possibles), pratiquement monté en général sur deux poutres standard analogues, qu'on rencontre par exemple sur Messerschmitt 110 et sur Junkers 88 (v. fig. 4,52 B).

Dans le même genre, on trouve aussi des réalisations en alliage coulé : par exemple bâtis-moteurs du bimoteur léger SO 90. Mais le régime de vibrations auquel le bâti-moteur est soumis doit faire en pareil cas examiner avec une particulière attention la qualité de la fonderie (cf. ci-après en 5,212).

---

## 4,6 — GOUVERNES ET COMMANDES

---

Les gouvernes et toutes les commandes sont des parties essentielles pour la sécurité et doivent être construites avec tout le soin désirable, et non traitées à la légère comme des détails secondaires.

### 4,61 *GOUVERNES ET HYPERSUSTENTATEURS*

Nous ne parlerons que du cas de la construction métallique, la construction en bois s'en déduisant par analogie.

#### 4,611 Gouvernes.

##### 4,611.1 *Équilibrage.*

Toutes les gouvernes doivent être équilibrées dynamiquement; elles doivent avoir un moment d'inertie autour de l'axe de la charnière aussi réduit que possible d'où l'adoption de gouvernes entoilées même sur des avions à revêtement travaillant.

La rigidité de l'ensemble de la gouverne et de sa commande doit être telle que sa période propre d'oscillation autour de son axe soit assez différente de celle des autres organes du planeur et des périodes critiques du groupe motopropulseur pour qu'elle ne puisse provoquer des phénomènes de résonance.

L'équilibrage *statique* est nécessaire pour *les deux gouvernes de queue*. La première raison qui en est donnée en 4,034.22 vaut surtout pour la gouverne de profondeur. Mais la dernière vaut aussi pour la gouverne de direction, pour laquelle le pilotage est peut-être moins gêné par les effets d'inertie (remous, et surtout roulement au sol) mais par contre les risques d'amplification de vibrations du fuselage sont plus grands, la rigidité transversale des fuselages étant généralement inférieure à leur rigidité verticale.

Certains réalisent extérieurement l'équilibrage dynamique à l'aide d'une masse profilée en plomb portée par un guignol (exemples : Messerschmitt 109, 110, 210, 323 (1), etc.). Nous avons déjà dit en 4,034.23 qu'il vaut mieux une compensation continue et réalisée dans chaque section. On y arrive facilement lorsque l'axe d'articulation est déporté pour la compensation aérodynamique, en

(1) Voir en 16,2 les dessins d'ensemble de ces appareils, respectivement 45, 46, 47, 48.



faisant un longeron léger et en équipant le bord d'attaque d'une barre de plomb de poids convenable.

Mais il vaut encore mieux réaliser l'équilibrage sans grever la gouverne d'une surcharge stérile; on peut y arriver par construction, en disposant les éléments de résistance très en avant, par exemple sous forme d'un caisson de bord d'attaque travaillant.

#### 4,611.2 Construction.

4,611.21 Les gouvernes se composent donc généralement :

1° d'un longeron situé à l'avant et servant à l'articulation (si c'est un tube) ou portant les ferrures d'articulation;

2° d'un bord d'attaque travaillant, constitué par une tôle formant caisson avec le longeron;

3° d'un arêtier de bord de fuite semblable à celui décrit pour les ailes entoilées, c'est-à-dire, soit en bois, soit en tôle aplatie, soit en lattes de duralumin usinées en pointe et creusées de feuillures (v. fig. 4,611.2 D), ce qui donne un bord de fuite plus net et plus effilé;

4° de nervures solidement encastrées sur le longeron avant;

5° d'un revêtement en toile enduite, en contre-plaqué, ou en tôle légère

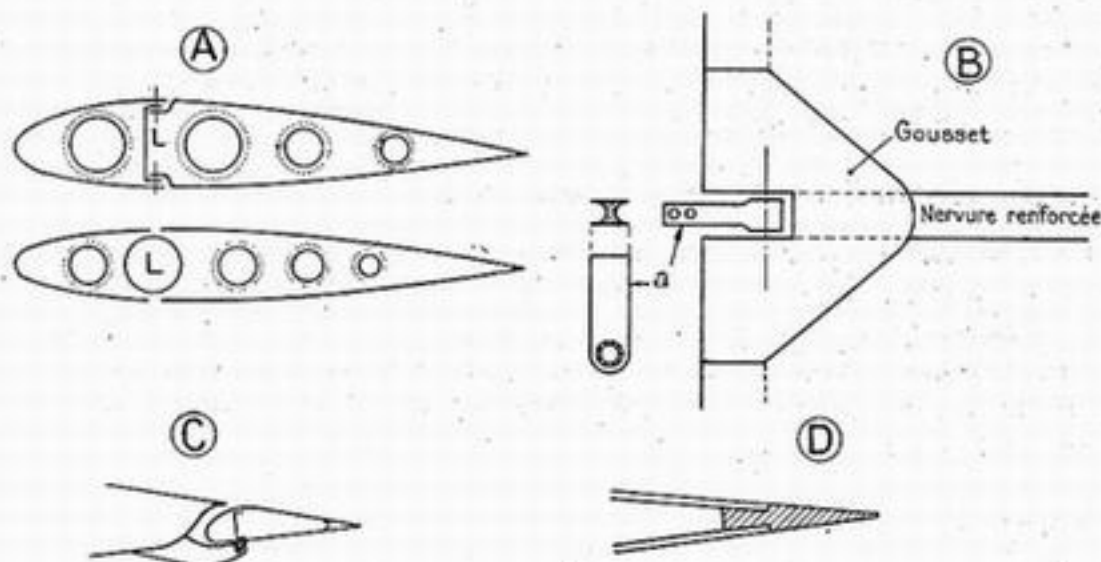


Fig. 4.611.2.  
Construction des gouvernes.

suivant le type de construction, la toile étant préférable, tant qu'il ne s'agit pas d'avions très rapides. Comme nous le verrons en 7,124 des trous bordés d'œillets doivent être ménagés dans le revêtement inférieur pour l'évacuation de l'eau et l'équilibrage des pressions d'air.

4,611.22 Les longerons de gouvernes se font comme les longerons d'aile, mais très simplifiés. Très souvent on adopte, pour les faire, des tubes ronds d'acier ou de duralumin qui peuvent servir d'axe d'articulation. Les nervures se font aussi comme des nervures d'aile.

Avec une âme et un bord d'attaque en caisson, la gouverne est construite comme une petite aile monolongeron, avec des nervures de bord de fuite légères et entoilées. Celles-ci peuvent utilement être disposées en poutre de Warren pour contribuer à la transmission de la torsion introduite par le guignol de commande (cf. 4,111.212).

Il faut traiter avec une attention particulière les sectionnements qu'on est souvent conduit à pratiquer dans le caisson avant pour faire passer les chaises-supports des axes d'articulation. La transmission correcte des efforts autour de ces échancrures demande un peu de soin. On l'assure en général par des nervures-caissons renforcées de part et d'autre de l'échancrure, qui avec l'aide de goussets reportent les efforts vers l'arrière pour la franchir (v. fig. 4,611.2 B.)

L'accès à l'axe d'articulation lui-même n'étant pas aisé, on sera bien inspiré pour faciliter le remplacement des gouvernes, de les livrer toutes montées avec de petits bras-supports tels que *a* (fig. 4,611.2 B) qu'il n'y a plus qu'à introduire et fixer solidement dans les queues de nervures de la partie fixe, avec si possible un paramètre de réglage d'enfoncement pour obtenir sans difficulté l'alignement de l'axe d'articulation. Cette technique est courante sur les appareils allemands comme le Messerschmitt 109, le Henschel 129, etc.

L'attache se trouve à ce point de vue très simplifiée, si l'axe d'articulation est déportée *vers le bas*, comme on le fait souvent sur les ailerons en vue d'éviter le lacet inverse et pour obtenir certains effets de fente au déplacement de l'aileron. Le caisson n'a plus besoin d'être entaillé, l'axe d'articulation peut être tenu par une sorte de chaise déportée issue de la voilure et qui vient prendre l'aileron par en dessous (v. fig. 4,611.2 C).

Les nervures qui forment les extrémités des gouvernes sont toujours renforcées. Ce sont généralement des nervures-caissons, destinées à résister à la tension de la toile. Les nervures d'attache des guignols sont également renforcées. On les dispose autant que possible au milieu de l'envergure de la gouverne pour diminuer les efforts de torsion.

#### 4,611.3 *Particularités relatives à la gouverne de profondeur.*

La gouverne de profondeur est constituée soit par un seul volet, soit par deux volets pour permettre l'orientation du gouvernail de direction.

Le longeron avant est souvent commun aux deux volets, ou, ce qui revient au même, les longerons avant des deux volets sont rendus solidaires l'un de l'autre. De cette façon, on est sûr, sans réglage délicat, que les deux volets ont toujours exactement le même braquage.

#### 4,612 Hypersustentateurs.

La structure des dispositifs hypersustentateurs varie évidemment beaucoup suivant la nature de ceux-ci. Nous ne pouvons prétendre les passer tous en revue mais nous allons donner, à titre d'exemple, un aperçu de la structure des principaux d'entre eux.

##### 4,612.1 *Volets de courbure.*

4,612.11 Les volets de courbure et leurs dérivés (volets Fowler, etc...) sont articulés comme des ailerons sur un nombre limité d'axes munis de roulements. Leur structure ressemble donc beaucoup à celle des ailerons eux-mêmes.

Ils sont le plus souvent possible entoilés pour diminuer les risques de vibrations, et comportent généralement un longeron principal (autant que possible voisin de la ligne des axes d'articulation), un bord d'attaque résistant, souvent traité en caisson, et dont le poids de structure sert en même temps à l'équilibrage, et des queues de nervures légères supportant l'entoilage.

4,612.12 L'équilibrage dynamique est moins nécessaire pour ces volets que pour les gouvernes, parce qu'ils ne sont braqués qu'à des vitesses relativement faibles

et qu'il est donc facile de reporter la vitesse critique que pourrait introduire leurs vibrations, au-dessus de leur vitesse d'emploi effective. De plus, ils sont commandés rigidelement par des dispositifs mécaniques, et non reliés à des commandes mobiles tenues seulement par la main du pilote ; ils sont ainsi mieux saisis et par conséquent mieux protégés contre les vibrations à leur naissance. Toutefois, l'équilibrage constitue malgré tout une bonne précaution qu'il est bon de ne pas négliger chaque fois qu'on peut l'obtenir sans difficultés excessives.

Le problème de structure des volets est d'autant plus délicat que leur cinématique est plus compliquée et conduit à les suspendre par un nombre de points moindre ; c'est pourquoi le problème de construction posé par les volets Fowler est plus difficile que celui des volets de courbure ordinaires.

### *Volets d'intrados.*

Ces volets n'intéressent que l'intrados de la voilure : on dispose donc d'une hauteur moindre pour réaliser leur structure résistante. Mais, en contre-partie, leur bord d'attaque est relié d'une manière *continue* au reste de la voilure, car il est articulé par une charnière et non plus par des axes isolés : il est donc soutenu sur toute sa longueur.

Il en résulte que l'effort nécessaire pour leur braquage ne leur est pas transmis par torsion, comme dans le cas des gouvernes, mais appliqué par des vérins à peu près au milieu de leur profondeur, où l'on dispose en général un longeron utilisant la hauteur disponible entre l'intrados et l'extrados de la voilure en cet endroit. La structure est complétée par de nombreuses nervures en triangle aplati dont le longeron en question constitue la hauteur, et qui alternent avec des nervures similaires destinées à soutenir le revêtement de l'extrados qui reste fixe.

### *Fentes.*

Lorsque les fentes de bord d'attaque sont mobiles (cas général) la complexité de leur mouvement oblige à ne les tenir que par des points d'attache très peu nombreux. En raison des efforts importants qu'elles ont à supporter (Cf. 3,214.11), il est donc nécessaire de leur donner une grande rigidité, ce qui est d'autant plus difficile que leur épaisseur est faible. Elles sont généralement constituées comme une sorte de caisson dont la section a une forme de croissant, fermé par les deux revêtements, et comportant souvent de nombreuses nervures, et même des raidisseurs longitudinaux (Messerschmitt 109).

Lorsque les fentes sont fixes (bec de sécurité) leur structure est plus simple puisqu'elles peuvent être soutenues en des points plus nombreux par des nervures de fixation.

## COMMANDES DE VOL

### Commandes souples.

Les commandes de vol ont été réalisées autrefois presque exclusivement par des éléments souples.



4,621.1

On utilise encore à cet effet des câbles, mais ils ont l'inconvénient de s'allonger à l'usage et nécessitent de ce fait un réglage fréquent (v. ci-après). On peut y remédier partiellement en leur donnant une tension initiale, mais on engendre ainsi des frottements, et une surcharge fâcheuse des guignols et renvois et de leurs supports.

Ils risquent aussi de se couper, en particulier au passage sur les poulies, et ce risque, très grave pour la sécurité, mérite d'être un peu approfondi. Contrairement à ce qu'on entend souvent dire, il est assez rare qu'un câble s'use : il périt plutôt par rupture des brins élémentaires, un à un, en flexions alternées. En effet un segment de câble qui fait renvoi sur une poulie est soumis à des flexions répétées, suivies de redressements, chaque fois qu'il passe sur la poulie dans un sens ou dans l'autre pour être ensuite tendu à nouveau selon un trajet rectiligne. La grandeur de ces déformations répétées dépend de la courbure imprimée, c'est-à-dire du rayon  $R$  de la poulie et non pas de l'angle final que font entre eux les 2 brins du câble, même si cet angle est très faible.

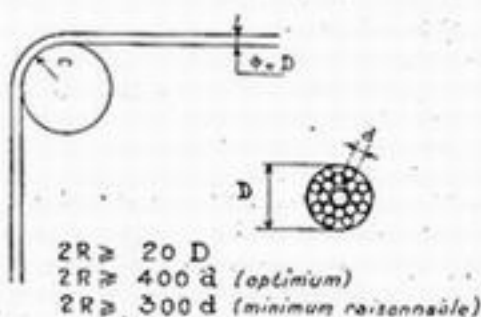


Fig. 4,621.

Si l'on veut éviter la rupture de fatigue des câbles, il y a une valeur minimum de  $R$  au-dessous de laquelle il ne faut pas descendre.

On a longtemps admis que le diamètre  $2R$  de la poulie (v. fig. 4,621) doit être supérieur ou égal à 20 fois le diamètre extérieur du câble.

Mais il est plus juste de raisonner sur le diamètre du brin élémentaire. Ce mode de calcul tient mieux compte de la structure du câble, qui, à diamètre égal, peut être constitué par peu de gros brins ou beaucoup de petits brins. Dans ce dernier cas, il est plus souple et peut s'accommoder d'une poulie plus petite.

L'expérience a montré que pour avoir une tenue pratiquement indéfinie pour le câble, le rapport des diamètres de la poulie et du brin élémentaire devait être d'au moins 400. Il serait en tous cas dangereux de descendre largement au-dessous de 300. Il ne faut pas se dissimuler que ce calcul, essentiel pour la sécurité, conduit à des poulies de dimensions considérables, qui deviennent très gênantes à loger et enlèvent aux commandes par câbles le principal de leur commodité.

On a longtemps admis que le diamètre  $2R$  de la poulie (v. fig. 4,621) doit être supérieur ou égal à 20 fois le diamètre extérieur du câble.

4,621.2

Les commandes souples peuvent aussi se faire par cordes à piano. Le trop grand diamètre de celles-ci ne permet pas les renvois sur poulies (les efforts alternés amèneraient une rupture immédiate). Elles ne peuvent être disposées qu'en ligne droite et chaque changement de direction exige un renvoi de sonnette ou un relais. Pour être bien droites à la pose, elles nécessitent, comme les câbles, une certaine tension initiale, mais le réglage une fois acquis n'a plus besoin d'être retouché par suite d'allongements en service.

Notons qu'on double généralement les commandes souples sur les avions militaires, pour qu'une seule balle dans la commande ne risque pas de priver l'avion de la gouverne correspondante. On se dispense de cette précaution avec les commandes rigides, surtout pour des raisons de poids, mais aussi sans doute parce qu'on admet qu'une balle perce un tube sans le sectionner.

4,621.3

Les inconvénients généraux des commandes souples sont les suivants :

- elles sont très sensibles aux dilatations thermiques. L'acier de la commande souple et le matériau de construction de l'avion n'ont pas, en général, le même coefficient de dilatation thermique. La différence d'allongement

- peut devenir importante à de hautes altitudes ou sous les climats tropicaux, et pour de longs trajets libres des commandes;
- elles nécessitent, pour éviter le jeu dans les commandes, une tension initiale, lors de la pose, qui engendre forcément un « dur » dans les articulations et finalement des frottements, dont les inconvénients pour les qualités de vol de l'appareil sont évidents.

4,622

Commandes rigides.

Pour ces raisons on utilise de plus en plus des commandes rigides en tubes, travaillant en traction ou en compression. Il faut donc les protéger contre le flambage.

On peut y arriver par sectionnement de la commande en éléments de longueur convenable, avec un élément-relais constitué par exemple par un guignol triangulaire sur lequel est articulé chacun des deux tubes (v. fig. 4,622 A).



Fig. 4,622 A.

On empêche aussi le flambage par des guidages. Ainsi dans le Heinkel III, le tube coulisse sur quatre galets en matière plastique disposés en croix autour du trou circulaire d'une plaque fixée à la coque par des goussets (v. fig. 4,622 B). Ce moyen a l'inconvénient d'être lourd, mais il faut noter que toutes ces plaquettes sont identiques, ce qui facilite la construction en série. De plus l'encombrement est moindre que celui des guignols-relais (circulation des commandes sous plancher dans des endroits exigus).

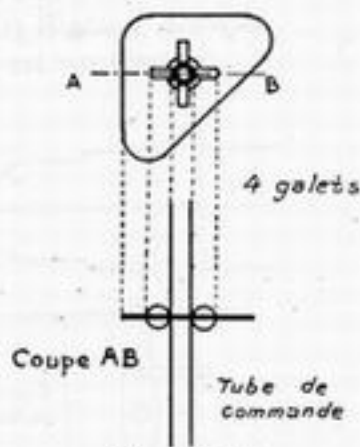
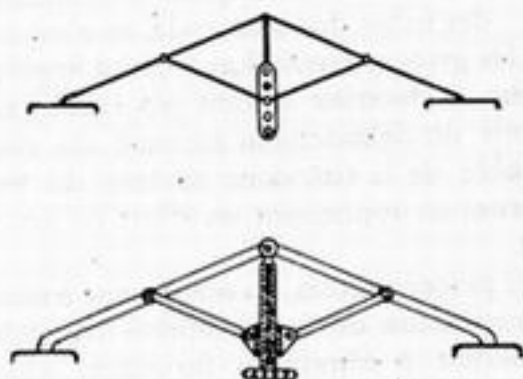


Fig. 4,622 B.

4,623

Disposition des commandes au poste pilote.

La position du palonnier doit être facilement réglable en vol. Le réglage peut se faire de nombreuses façons si simples qu'on n'est pas excusable de ne pas donner cette commodité élémentaire au pilote. Donnons quelques exemples.

*Réglage de palonnier*Fig. 4,623 A.  
Réglage du palonnier.

Le palonnier peut être constitué par un losange articulé (Koolhoven FK 58), les pédales étant aux extrémités d'une grande diagonale, et l'axe de commande à l'extrémité de la petite diagonale (v. fig. 4,623 A). Le réglage de la longueur de cette dernière au moyen d'une vis passant dans un écrou, ou d'un système comportant une petite bande de tôle avec

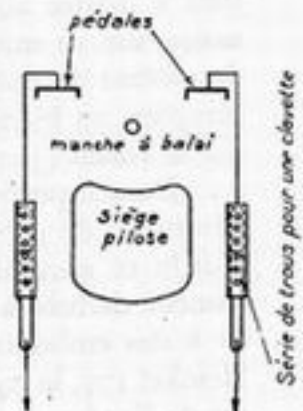


Fig. 4,623 B.

des trous successifs et un taquet à ressort, permet d'avancer ou de reculer les pédales.

Les pédales peuvent avoir un mouvement de translation (glissières) et en-

traîner la commande de direction par des tiges passant le long du pilote. Au voisinage du pilote chacune de ces tiges coulisse dans un fourreau avec plusieurs trous et des goupilles qu'on peut mettre à volonté dans le trou qui convient (v. fig. 4,623 B).

Pour le confort du pilote il faut aussi pouvoir régler sa position par rapport à la base du manche, d'où l'avantage d'un réglage du siège dans le sens longitudinal. Ceci ne fait pas double emploi avec le réglage du palonnier, car il est bon de pouvoir régler en fonction de la longueur des bras du pilote sa position par rapport à la planche de bord, à laquelle il est généralement nécessaire de pouvoir accéder commodément et sans se détacher, pour des manœuvres diverses (commandes de robinets, d'hélices, de réchauffage, calage du gyroscope directionnel, etc...).

#### 4,624 Élimination des vibrations.

##### 4,624.1 *Vibrations propres des commandes.*

Les conditions de calcul statique des commandes, définies par l'Article 5 du ascicule 2.004/B (Cf. 14, 15), ne sont pas suffisantes pour la sécurité.

Surtout sur les gros appareils, la grande longueur des tubes oblige à prendre

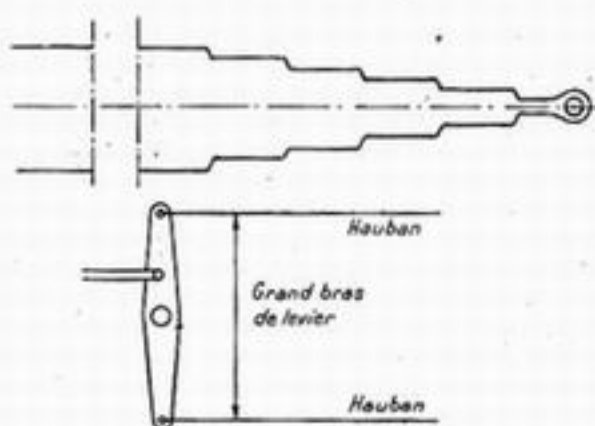


Fig. 4,624.1.

en considération la déformation qu'ils peuvent prendre par élasticité sous l'effet des charges auxquelles ils sont soumis. Ces déformations interviennent d'une façon importante dans le calcul des vibrations critiques des gouvernes, calcul trop complexe pour que nous puissions le traiter dans le cadre de cet ouvrage.

Néanmoins, il faut en retenir qu'il est important au point de vue sécurité de réduire le plus possible les déformations élastiques longitudinales des tubes de commande, et c'est de là

que doit venir leur dimensionnement sur les gros appareils. Les règles à appliquer sont à mettre au point expérimentalement, la doctrine n'étant pas encore assez assise sur ce sujet. On ne doit pas obtenir un débatement excessif du centre du volant de commande lorsque, l'ensemble de la timonerie partant du repos complet, on bloque son extrémité (gouverne) en appliquant un effort de 100 kg sur le volant (3 cm paraît un maximum).

Dans la pratique, pour répondre à cette préoccupation, on sera amené à utiliser des tubes de gros diamètre. Comme la réalisation des articulations deviendrait lourde et encombrante, on se trouve conduit à rétrécir fortement chaque tronçon de tube à ses extrémités (la section de métal restant constante), pour aboutir à des embouts sur lesquels on fixera des roulements à billes. Ainsi, dans le Heinkel 177, le rapport des diamètres entre la section courante du tube et l'embout est de l'ordre de 3, et parfois même de 5 (voir fig. 4,624.1).

Dans le cas de commandes souples, on aboutirait au résultat cherché en donnant une grande longueur aux guignols et balanciers de commande (v. fig. 4, 624.1).



4.624.2 *Vibrations provenant des gouvernes.*

A défaut d'une étude concluante des vibrations par essais au sol, puis en vol, permettant de s'assurer que, grâce à un bon équilibrage par exemple, les vitesses critiques de vibrations sont en dehors des vitesses d'utilisation, on se trouve parfois conduit, par précaution, à équiper les gouvernes avec des amortisseurs de vibrations.

L'énergie mise en jeu dans les vibrations étant faible au moment où la vibration s'amorce, on est parfois tenté de mettre de simples freins sur les charnières. Ces amortisseurs à frottement solide ont été réalisés par exemple à l'aide d'une petite garniture de ferrodo dont un élément mobile est pressé sur l'axe de la gouverne par un ressort comprimé au moyen d'une came de réglage (Morane 406). Dans les avions Potez 63, le freinage est obtenu, à chaque charnière, par deux disques de friction, l'un en fibre, l'autre en métal, dont l'un tourne avec l'aileron et l'autre reste fixe. Le serrage, là aussi, est assuré par un ressort, ce qui permet le rattrapage automatique des jeux dus à l'usure.

Cette façon d'assurer l'amortissement est déplorable. En effet, un amortissement correct doit :

- n'introduire aucun frottement dans les mouvements lents des gouvernes;
- exercer un freinage croissant avec la vitesse de manœuvre.

Aucune de ces conditions n'est remplie par les amortisseurs à friction, qui ont en outre souvent l'inconvénient de bloquer les gouvernes au froid aux très hautes altitudes.

Elles peuvent être mieux remplies avec les amortisseurs hydrauliques comportant l'écoulement d'un liquide de viscosité appropriée à travers un orifice calibré, à condition :

— que le liquide ne devienne pas trop visqueux aux températures les plus basses qu'on rencontre dans la haute atmosphère ( $-70^{\circ}$ );

— et que l'étanchéité, malgré la fluidité atteinte par ces liquides vers  $+50^{\circ}$  au sol en été, soit parfaitement assurée sans frottement appréciable.

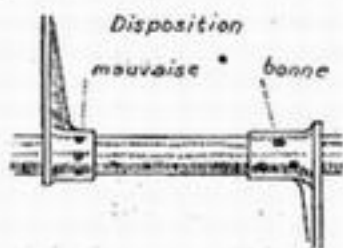
La dernière condition paraît devoir être mieux satisfaite avec des amortisseurs dont la tige se déplace en rotation seulement, qu'avec des amortisseurs comportant des déplacements de translation comme ceux qui ont généralement été utilisés jusqu'à présent. Ceux-ci ont donné de nombreux déboires car ils se vidaient généralement très vite et n'avaient plus alors aucune efficacité, mais conservaient par contre tous leurs inconvénients de frottements élevés.

De toute façon, mieux vaut s'efforcer de supprimer la cause même des vibrations, par exemple au moyen d'un équilibrage approprié, que de s'évertuer à les étouffer après les avoir laissées naître. Le problème des amortisseurs de vibrations, comme beaucoup d'autres, ne saurait être mieux traité que par l'élimination — et ceci à tous égards : complication, prix de revient, agrément du pilotage (à cause des frottements dans les commandes) et même sécurité — à condition d'avoir vérifié d'une façon sérieuse l'absence de vibrations critiques.

4.625 *Observations diverses.*4.625.1 *Construction.*

C'est souvent par les petits détails que pèchent les commandes de vol. Le câble ou le tube principal de commande est généralement calculé avec soin, mais les renvois et guignols le sont déjà moins souvent. Les rivetages de ceux-ci

le sont moins encore — témoin les ruptures effectivement constatées sur certain avion de chasse où l'on ne s'était pas avisé que la pose dans un même plan de tous les rivets de fixation du guignol sur son tube-support affaiblissait dangereusement la section de celui-ci, et qu'il eût mieux valu les disposer en quinconce, comme le montre la figure 4,625.1.



Guignol

Fig. 4,625.1.

Enfin, les supports d'axes de renvois de commande sont plus négligés encore, ainsi que leur fixation à une paroi résistante de l'avion, qui est souvent bâclée « au juger » avec 2 rivets là où il en faudrait 6. De tels errements sont tout à fait condamnables au point de vue de la sécurité, qu'ils compromettent tout autant qu'une insuffisance du tube principal.

Pour éviter les frottements, les commandes de vol rigides doivent être montées entièrement à roulements — en principe avec des roulements à bille, et si possible oscillants pour éviter le coinceage sous les efforts mal centrés. Il faut éviter les systèmes bi-métalliques pour les articulations à cause des coincements possibles au froid.

Pour diminuer le nombre des commandes dans un fuselage, par exemple, on peut utiliser chaque tube à deux fins. Ainsi sur le Handley-Page « Halifax » un même tube actionne la commande principale par sa translation et son compensateur par sa rotation : dans l'arrière du fuselage ne circulent que deux tubes, un pour la profondeur, un pour la direction, qui commandent à la fois les gouvernes et les flettners. Cette solution est cependant critiquable au point de vue militaire, car en cas de rupture d'un tube par un projectile, le pilote ne dispose même plus de la possibilité, précaire mais qui a souvent suffi pour ramener un avion désarmé, de piloter la gouverne défaillante par son compensateur aérodynamique.

4,625.2

*Rapport variable.*

Certains pilotes ou inventeurs ont proposé divers systèmes amplificateurs ou démultipliateurs plus ou moins automatiques pour obtenir un bras de levier des commandes variant avec la vitesse.

Sur les avions modernes qui ont un très grand écart de vitesse on est en effet conduit, au voisinage de l'atterrissage, à donner de grands braquages aux commandes. Au contraire en palier à pleins gaz, les gouvernes étant beaucoup plus actives en raison de la vitesse élevée, on doit se borner à des mouvements de faible amplitude, sous peine d'éprouver des accélérations très grandes. On s'est donc demandé s'il ne serait pas opportun de réaliser des commandes telles qu'à une amplitude de déplacement donnée corresponde toujours à peu près un même effet.

La réalisation mécanique ne serait pas très compliquée : il suffirait par exemple de rendre réglable, par un système à vis et écrou par exemple, la position d'un axe dans un guignol intermédiaire quelconque, ce mouvement étant commandé soit par le pilote, soit même automatiquement par un dispositif anémométrique.

Si l'on se reporte aux courbes de déplacements et de réactions étudiées en 3,311.1 on voit qu'un tel dispositif s'il est à réglage automatique et continu aurait pour effet d'augmenter la pente de la courbe de déplacements, en l'incurvant — et au contraire d'atténuer la pente de la courbe de réactions, en la redressant. Ceci serait vrai quel que soit le sens (qui resterait inchangé) de la pente de ces courbes.

Ces dispositifs ne sont pas entrés dans la pratique courante.

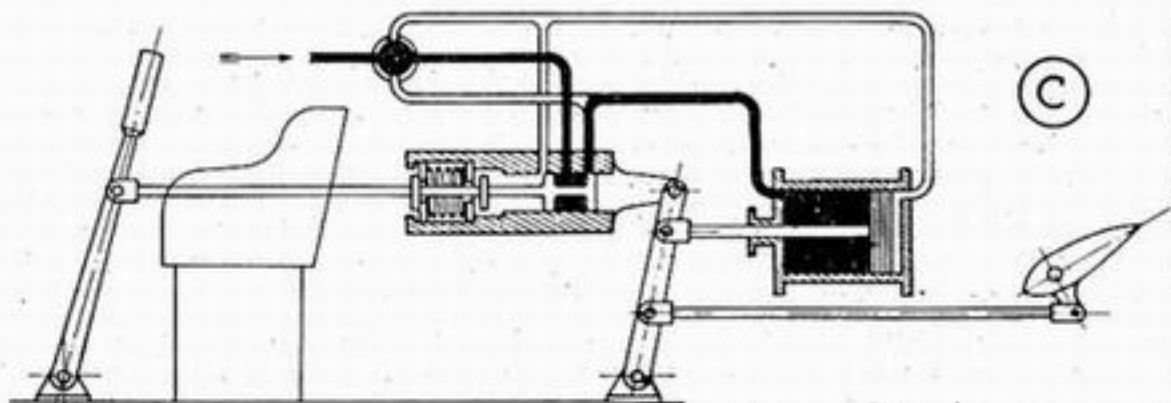
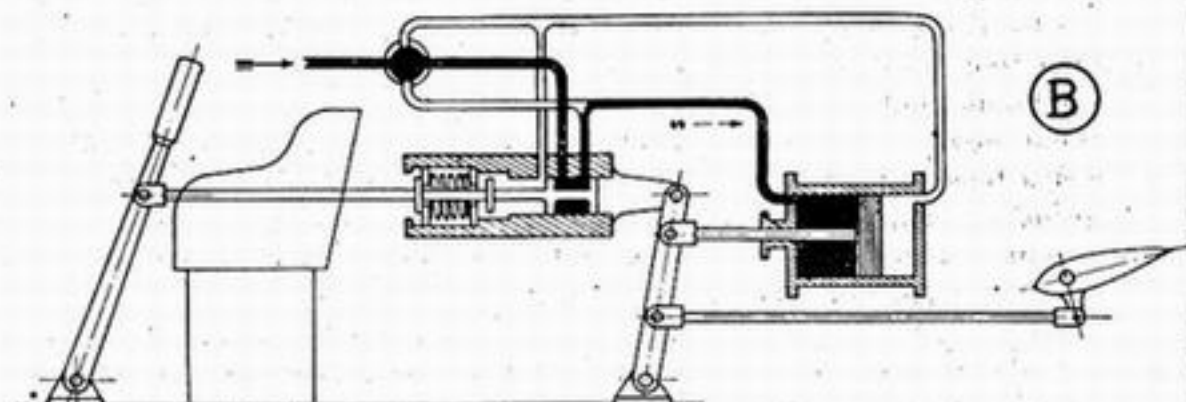
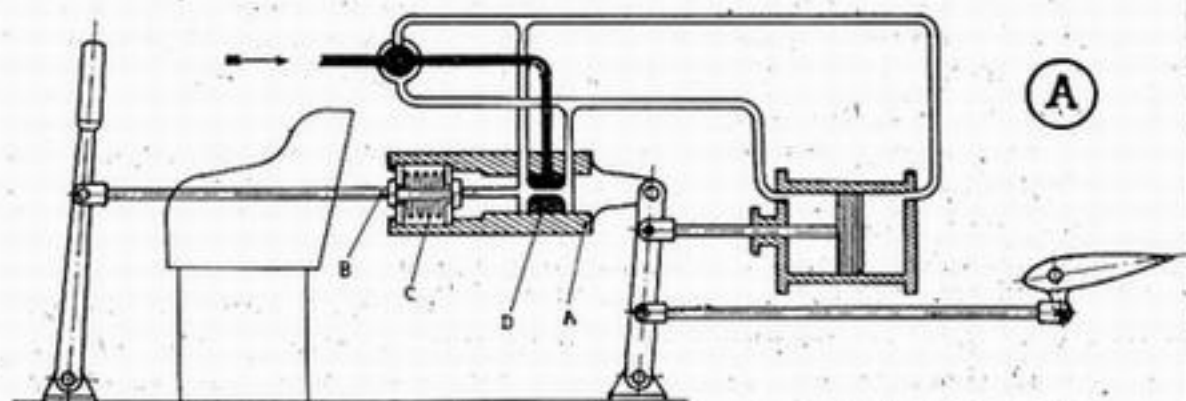
**SERVO-COMMANDE G.E.R.I.A.***Schéma de principe*

Fig. 4.625.31.



4,625.3 *Servo-commandes.*

Mentionnons enfin les servo-commandes qui s'imposeront de plus en plus sur les gros appareils (surtout au stade prototype) lorsque les réactions risquent d'être très élevées et sont difficilement prévisibles.

## 4,625.31

A titre d'exemple, décrivons le fonctionnement de la servo-commande G. E. R. I. A. à air comprimé (1), dans laquelle on se propose d'apporter une aide au pilote, seulement *au delà d'un certain seuil* de réaction (v. fig. 4,625.31).

Le manche est relié à la gouverne par l'intermédiaire d'une bielle télescopique dynamométrique A B contenant :

— un ressort C, taré pour correspondre au seuil de réaction admis comme supportable pour le pilote; le montage de ce ressort est tel qu'il soit comprimé quel que soit le sens du déplacement relatif de A et B;

— une valve à tiroir D, servant de distribution.

Tant que le seuil n'est pas atteint (figure A) la valve D établit une intercommunication entre les deux faces du piston du servo-moteur, qui fonctionne alors comme un simple amortisseur à air, freinant des mouvements trop rapides de la commande (vibrations) mais ne gênant pas le pilotage normal.

Lorsque le seuil est dépassé, la figure B montre comment l'air comprimé vient aider le pilote pour la manœuvre désirée. Dès que le résultat est atteint, le pilote relâche son effort, mais pas complètement : il doit conserver un très léger décalage de la valve D (figure C) pour compenser les fuites, faute de quoi la pression ne se maintiendrait pas dans le servo-moteur : le pilote supporte alors à très peu près l'effort limite voulu.

Pour mettre la servo-commande hors-circuit, il suffit de tourner à 90° le robinet à boisseau représenté en haut et à gauche de la figure : l'arrivée d'air comprimé est coupée, et les deux faces du piston du servo-moteur sont mises en intercommunication quelles que soient les réactions dans la commande, et par conséquent les positions relatives de A et B.

Des précautions spéciales sont à prendre pour éviter que de tels dispositifs risquent d'occasionner des oscillations entretenues (ou même amplifiées) dans les commandes. Elles doivent porter non seulement sur le dispositif lui-même, mais aussi sur son emplacement, qui doit être aussi rapproché que possible de la gouverne, pour éviter de faire intervenir l'élasticité et les vibrations propres de tubes de commande de grande longueur.

## 4,625.32

L'inconvénient de ces solutions est de mettre (malgré les précautions prises) la sécurité du vol dans une certaine dépendance de l'énergie de servitude utilisée. Il vaudrait mieux obtenir une compensation aérodynamique correcte des gouvernes.

Une servo-commande peut être réalisée pour certains cas particuliers, par exemple sur les avions destinés à évoluer en piqué. Le maintien de l'avion en piqué, ou la ressource si on a annulé les réactions dans le cas précédent, peuvent exiger des efforts trop grands, d'autant plus qu'au moment de la ressource le pilote peut ne pas être dans de bonnes conditions physiques. Sur le Junkers 88, par exemple, la ressource s'effectue d'une manière entièrement automatique par pression sur un bouton, ce qui déclenche l'action d'une servo-commande et réalise une ressource dont l'évolution est réglée une fois pour toutes et indépendante du pilote.

## 4,625.33

Des servo-commandes sont quelquefois utilisées aussi pour la manœuvre des compensateurs; mais il s'agit alors uniquement de faciliter les installations

(1) Cette servo-commande reprend une idée de principe déjà proposée par le Centre d'Études de Saint-Raphaël et par la Société « La Bougie B. G. » (M. Gianoli), qui a d'ailleurs réalisé un appareil tout à fait similaire.

des commandes en se servant d'une commande à distance, et non pas de diminuer les efforts de manœuvre, qui dans une commande directe seraient ici très faibles. Par exemple, dans l'amphibie Sikorsky S 43 bimoteur, dans l'hydravion transatlantique hexamoteur Potez SNCAN 161 et dans le bombardier russe P. E. 2, les flettner des gouvernes de queue sont commandés par de petits moteurs électriques logés dans le bord d'attaque de la gouverne elle-même, près de son extrémité, où on utilise très élégamment leur masse pour l'équilibrage dynamique du volet.

#### 4,63 AUTRES COMMANDES DU PLANEUR

Nous venons d'étudier les commandes de vol et leurs compensateurs, et nous avons déjà parlé des commandes d'atterrisseur en 4,42 à propos de l'escamotage, et en 4,463 à propos des freins.

Sans parler ici des commandes relatives aux diverses installations (groupes motopropulseurs, équipements<sup>(1)</sup>, armements, etc...), ni même de celles qui concernent les aménagements, telles que réglages de siège ou de palonnier, commandes de trappes et déflecteurs divers sur les avions militaires, etc., il reste pour le planeur proprement dit à installer des commandes pour actionner :

— les hypersustentateurs (sauf leurs parties qui se braquent spontanément, telles que fentes automatiques par exemple — encore que, même pour celles-ci, des commandes de verrouillage puissent exister comme nous l'avons vu en 3,214.12);

— certains dispositifs de sécurité, tels que largages d'habitacle pour l'évacuation en parachute, éventuellement commande de largage d'un petit parachute d'empennage destiné à protéger les avions acrobatiques contre les vrilles dangereuses (voir en 3,318.2);

— enfin, des installations spéciales à quelques utilisations particulières, telles que :

- freins de piqué (pour avions de bombardement en piqué, mais aussi pour les planeurs de vol à voile, comme nous le verrons en 12,111.4);
- dispositif d'abatée et de ressource automatique sur les avions de bombardement en piqué;
- dispositif de catapultage, etc...

Plutôt que d'étudier individuellement chacune de ces sortes de commandes, nous préférons renvoyer le lecteur à un certain nombre de principes généraux que nous avons groupés en 7,2 pour servir de guide à l'établissement de commandes de toute espèce et quel que soit leur objet.

(1) Une place à part est à faire parmi les équipements au pilote automatique, dont les commandes servent à la conduite de l'avion et sont ainsi indirectement des commandes du planeur.



## 4,7 — ASSEMBLAGES ET FERRURES

Nous ne parlerons ici que des assemblages de pièces de structure, c'est-à-dire des assemblages travaillants, et non pas de ceux destinés seulement à fixer des capotages à démontage rapide — tels que clips, sauterelles, etc., dont nous dirons un mot en 7,132.

En nous excusant de la part d'arbitraire que comporte forcément une telle division du sujet, nous reporterons au Chapitre V l'étude de la réalisation industrielle des assemblages, et la discussion des conditions auxquelles ils doivent satisfaire pour une bonne interchangeabilité. Nous ne parlerons donc ici que de la « fonction d'assemblage » proprement dite, limitant le problème à ceci que les éléments à réunir soient effectivement solidarisés, et que les efforts soient bien transmis de la façon prévue au dossier de calcul.

Les assemblages comportent deux catégories différentes, à savoir : des liaisons réparties, plus ou moins continues (soudure et rivetage des tôles, collage du bois) et des points d'attache destinés à transmettre des efforts localisés au moyen de ferrures.

### 4,71 - CONSTRUCTION MÉTALLIQUE

#### 4,711 ASSEMBLAGE DES TOLES

##### 4,711.1 Assemblages démontables.

4,711.11 Ces assemblages sont obtenus le plus souvent par vis ou boulons, utilisant en général (avions Bloch, Potez 63, etc.) des écrous indesserrables dont nous parlerons plus loin, en 4,714.13.

4,711.12 On peut aussi employer des charnières, et celles-ci sont couramment réalisées de deux façons différentes.

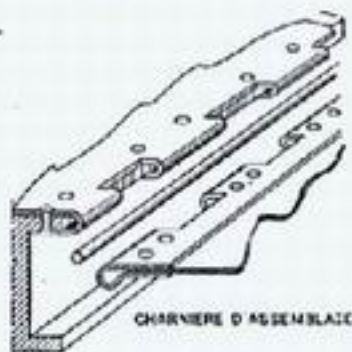


Fig. 4,711.12.

Les constructeurs français (Dewoitine, Amiot) les exécutent (v. fig. 4,711.12) à partir d'une bande de tôle ajourée de rectangles régulièrement espacés, et repliée ensuite selon leur axe, sur un mandrin réservant le logement de la tringle. Ce procédé, simple et léger, présente l'inconvénient de donner une bande de charnière qui n'a pas de tenue propre et qui, lors du rivetage, est sujette à des dilatations et déformations d'autant plus graves que les écarts s'additionnent de proche en proche et finissent par empêcher la charnière d'« engrener » avec celle d'en face, dont le processus de montage n'aura généralement pas été rigoureusement le même.



Certains constructeurs allemands font les charnières à partir d'un profilé massif obtenu par filage, avec une sorte de bourrelet creux comme un tube et dont il suffit d'enlever à la fraiseuse des tronçons régulièrement espacés. Cette solution, appliquée par exemple pour la liaison au bord d'attaque des deux demi-coquilles constituant le plan fixe du Messerschmitt 109 G, ou pour l'articulation des volets d'intrados du Siebel 204, est plus lourde que la précédente et exige plus d'usinage, mais elle a l'avantage d'être aussi plus rigide et de pouvoir remplir plusieurs fins, la section du profilé massif dont il s'agit pouvant, en dehors du bourrelet formant charnière, affecter une forme quelconque (cornière par exemple) pour constituer du même coup, soit une bordure rigide pour le panneau de tôle, soit même la semelle d'un longeronnet.

## 711.2 Assemblages indémontables.

### 711.21 *Vis Parker.*

Pour fixer la tôle sur des pièces massives en alliage léger, on emploie souvent la vis Parker qui ressemble à une vis à bois, mais avec un filet plus fin et de pas notablement plus grand. Elle s'enfonce à coups de marteau dans un trou à bord lisse, le filet de vis en acier creusant lui-même son chemin dans la paroi non fileté en duralumin, ce qui rend cet assemblage indémontable.

Un système exactement inverse du précédent se trouve sur l'Avro « Lancaster », qui comporte de nombreux assemblages réalisés au moyen d'un trou taraudé, à l'intérieur duquel on martèle un rivet initialement lisse, en duralumin fraîchement trempé, qui s'incruste dans le filetage.

### 711.22 *Soudure.*

Comme nous le verrons plus en détail en 5,22, il existe différentes sortes de soudures :

— la soudure autogène, comportant un apport de métal et qui s'effectue soit au chalumeau, soit à l'arc électrique; cette soudure est peu utilisée pour les tôles (sauf cependant pour de petits goussets, pour certains supports légers, pour la soudure bord à bord des tôles des Magnésium et pour l'étanchéité de certains réservoirs en alliage léger), mais s'applique plutôt aux ferrures, et surtout aux charpentes en tubes d'acier;

— la soudure électrique par points, consistant à faire passer entre les deux pièces en contact, pendant un temps très court, un courant suffisamment fort pour les porter à la température de soudure; ce procédé ne comporte pas de métal d'apport; il s'applique principalement aux tôles (acier, surtout inoxydable — alliages légers).

Assurément, la soudure soulève de sérieuses difficultés en raison de la température élevée à laquelle elle soumet le métal, et qui va de la température de fusion (métal d'apport de la soudure autogène) à la température de forgeage (autres soudures). De toute façon, tout traitement thermique antérieur est détruit, et l'on devra en tenir compte dans le choix du métal (métal légèrement <sup>(1)</sup> auto-trempant si l'on a besoin d'un état final un peu trempé) ou exécuter le traitement sur l'ensemble soudé, lorsque ses dimensions sont suffisamment petites. La soudure cor-

(1) C'est le cas de certains des aciers de soudure à haute résistance au chromo-molybdène. Mais il ne saurait être question de choisir un acier très auto-trempant, en raison des risques de criques qui en résulteraient dans la soudure.



recte se situe donc dans une plage de température extrêmement étroite, aux limites de laquelle on rencontre immédiatement des phénomènes très dangereux pour la sécurité : un excès de chauffe donne un risque de mauvaise cristallisation ou de brûlure du métal — à l'opposé, une température trop basse ne conduit qu'à un simple « collage » des pièces en présence, et la soudure ne tient pas.

Tout ce qui vient d'être dit montre que la soudure est un procédé d'assemblage délicat, et qui exige de grandes précautions — mais ne la condamne en aucune façon car la soudure *correcte* échappe à toutes ces critiques et constitue un mode d'assemblage excellent. Tout le problème réside donc dans la mise au point d'une régularité de soudure suffisante : cette question a fait aujourd'hui des progrès techniques tels que ce mode d'assemblage est devenu parfaitement acceptable. La seule réserve qu'on ait à faire à son égard tient précisément à la difficulté du contrôle qui permet de s'assurer de sa bonne exécution : nous en reparlerons en 5,22.

#### 4,711.23 Rivetage.

4,711.231 Le moyen qui reste de beaucoup le plus employé pour l'assemblage des tôles est le rivetage, malgré ses graves inconvénients industriels dont nous parlerons en 5,411.

Dans le cas d'un rivetage de revêtement, la tête extérieure peut être une tête arrondie formée d'avance : on la choisit alors aussi plate que possible pour diminuer la saillie qu'elle fait au point de vue aérodynamique (v. fig. 4,711.231 A). Elle

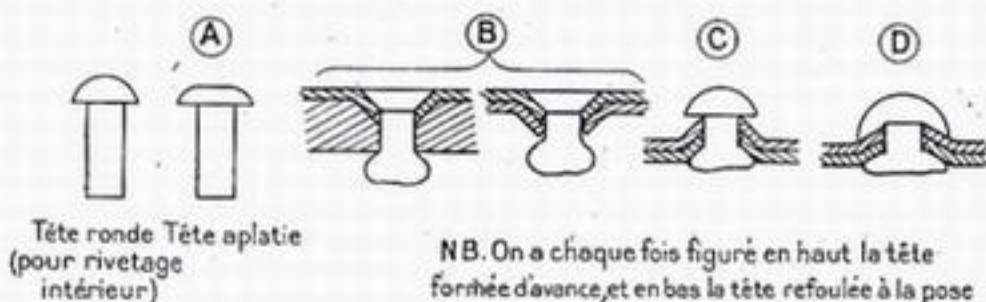


Fig. 4,711.231.

peut aussi être une tête « noyée » : le plus souvent, il s'agit d'une tête plan-conique usinée d'avance, venant se loger dans un embrèvement de la tôle extérieure, celui-ci se logeant lui-même soit dans un fraisage de l'élément de structure sous-jacent, si celui-ci est assez épais (profilé épais ou pièce massive) soit dans un autre embrèvement de l'élément sous-jacent, s'il s'agit d'une tôle mince (v. fig. 4,711.231 B). Mais il peut s'agir aussi d'une tête refoulée au moment de la pose, de manière à remplir les embrèvements dont on vient de parler (v. fig. 4,711.231 C); ce deuxième procédé donne moins de « fini », mais il permet des solutions qui peuvent être commodes, par exemple pour la réparation : ainsi le rivet « auto-embreuveur » ou rivet « champignon » dont la tête intérieure creusée dispense de faire un embrèvement préalable dans le cas de deux tôles minces (v. fig. 4,711.231 D).

4,711.232 Le rivetage ordinaire exige l'accessibilité des deux faces de l'assemblage à réaliser. On est arrivé à s'en dispenser par des rivets spécialement inventés dans ce but et que M. Portier, dans l'intéressante étude qu'il a consacrée au rivetage (1), classe de la façon suivante :

— rivets pleins : rivets « explosés » Heinkel, dans lesquels la tête intérieure

(1) Publications Scientifiques et Techniques du Ministère de l'Air, B. S. T. N° 87 (mai 1939).



est remplacée par un gonflement de la tige, préalablement creusée pour recevoir une petite charge d'explosif;

- rivets tubulaires, eux-mêmes obtenus par quatre procédés principaux :
  - refoulement du métal sans déformation de broche (rivets Blériot, Chobert, Iseman, etc.);
  - compression du métal sans déformation de broche (rivets Goodrich, mis au point par cette Société pour la pose de son dégivreur sur le bord d'attaque des voilures terminées);
  - rupture de broche après formation du rivet (rivets Fokker, Huck, etc.);
  - formation mécanique du rivet (procédé Junkers).

Nous ne pouvons décrire ici tous ces procédés, parfois fort ingénieux. Qu'il nous suffise d'attirer l'attention sur le fait que leur mise en œuvre est toujours plus longue que ne l'est celle de rivets du type classique lorsque l'accessibilité des deux côtés est bonne. On devra donc s'attacher, non seulement à réaliser l'accessibilité des deux côtés, mais encore à la rendre aussi excellente que possible. Nous y reviendrons en 5.433.

Toutefois, l'existence de ces procédés méritait d'être mentionnée, d'abord pour les cas exceptionnels où leur emploi est inévitable, et aussi parce qu'ils peuvent trouver une application étendue (et alors parfaitement rationnelle) dans les travaux de réparation rapide, où l'on veut éviter d'ouvrir des ensembles importants.

4.711.3

### Soyages.

Lorsqu'on veut assembler entre elles deux tôles de revêtement, par exemple, de façon que leur recouvrement n'entraîne pas de saillie nuisible au point de vue aérodynamique, on est conduit à donner à la tôle sous-jacente un soyage, c'est-à-dire un léger décrochement en creux, d'une épaisseur égale à celle de la tôle à recevoir, et qui sera comblé par le bord de celle-ci. Par exemple, les viroles embouties du fuselage du Messerschmitt 109 (v. fig. 4,312.25 C) comportent, à la naissance du bord tombé qui constituera le couple, un soyage destiné à recevoir le bord de la virole intermédiaire non emboutie.

Mais on trouve aussi des soyages nombreux dans les assemblages intérieurs, lorsqu'une pièce en tôle doit être fixée simultanément à plusieurs tôles déjà superposées les unes aux autres (exemple : raidisseur venant chevaucher le bord tombé d'un autre raidisseur : on en voit un cas sur la fig. 4,312.24 C).

Ces petites déformations, si elles ont été bien prévues d'avance, s'obtiennent facilement pour une grosse série en même temps que le reste du formage, lorsque les pièces sont formées à la presse. Mais la moindre modification à leur sujet devient une source d'ennuis considérable — et d'autre part, chaque fois que le formage d'ensemble n'est pas fait à la presse (fabrication prototype — petite série en profilés cintrés, etc.), elles introduisent des opérations supplémentaires et des complications qui doivent les faire éviter dans toute la mesure du possible.

4.712

## *ASSEMBLAGE DES STRUCTURES EN CAISSON*

4.712.1

Lorsque les tôles travaillent par toute leur surface et à un taux élevé — notamment dans les structures d'ailes en caisson pur — la manière la plus correcte d'assurer la liaison avec un élément voisin consiste à intéresser d'une manière continue la totalité de la tôle de revêtement : ainsi les liaisons, dans le plan de symétrie de l'avion, entre les deux demi-ailes du Curtiss ou les deux moitiés de



l'empennage horizontal du Bréguet 691-693, — ou encore les assemblages entre ailes extrêmes et plan central sur Douglas DC 2 — se font par de fortes cornières rivées au revêtement raidi, épousant le profil de l'aile et boulonnées entre elles sur tout le pourtour de ce profil (v. fig. 4,712.1).

4,712.2

Un autre procédé, déjà plus discontinu, consiste à utiliser les ondulations de la tôle pour loger et river dans chacune un petit dé de fixation (par exemple en alliage léger coulé) à travers lequel passera un boulon d'assemblage le réunissant à un autre dé analogue porté par la partie fixe (v. fig. 4,712.2 A). On peut citer comme exemples le Lockheed « Electra » 10, et en France l'empennage horizontal du Lioré 45 (une liaison tous les deux plis).

Si l'on imagine de réunir ces petits dés entre eux par une bande de tôle qui assure en même temps leur fixation à la tôle ondulée au moyen d'une série de languettes rivées chacune à une ondulation, on obtient la solution appliquée pour l'extrados du Glenn Martin 167. Cet ensemble peut même être condensé en un seul profilé massif de bordure en

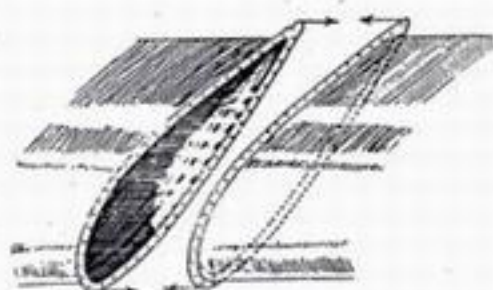


Fig. 4,712.1.

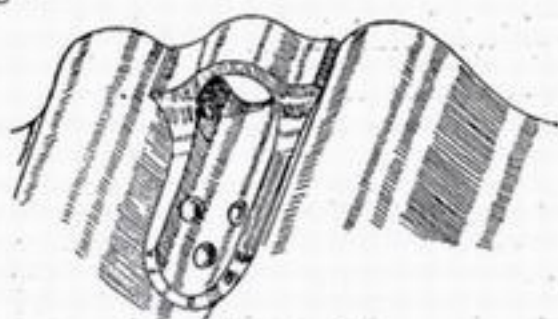


Fig. 4,712.2 A.

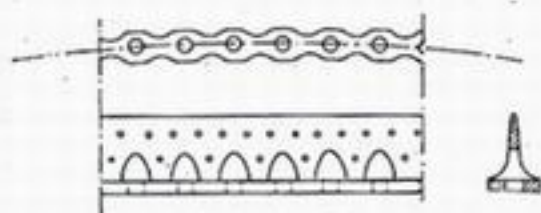
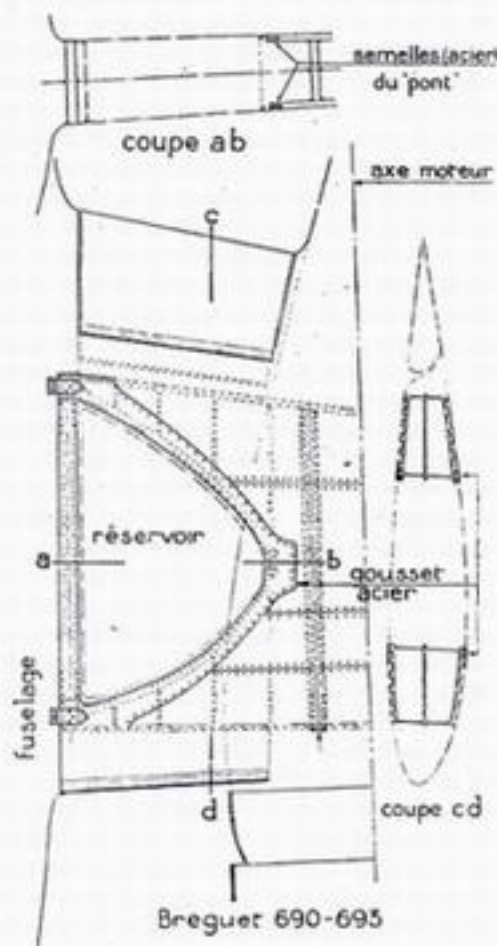


Fig. 4,712.2 B.

duralumin, rivé d'un côté au revêtement par une aile amincie, et portant de l'autre côté les trous de boulons sur une face dressée perpendiculaire : c'est le cas du Focke-Wulf 189 (v. fig. 4,712.2B) dont le caisson pur ne comporte d'ailleurs pas de tôle ondulée mais seulement des raidisseurs très serrés.

4,712.3

Le problème des assemblages externes devient particulièrement délicat dans les constructions en caisson, lorsque les efforts répartis dans des surfaces étendues doivent être concentrés en un petit nombre de points pour être transmis à un élément voisin de conception différente et comportant des éléments de résistance localisés (bilongeron par exemple). Il faut alors passer par des pièces renforcées couvrant toute la bordure du revêtement et jouant le rôle de « collecteurs d'efforts ».



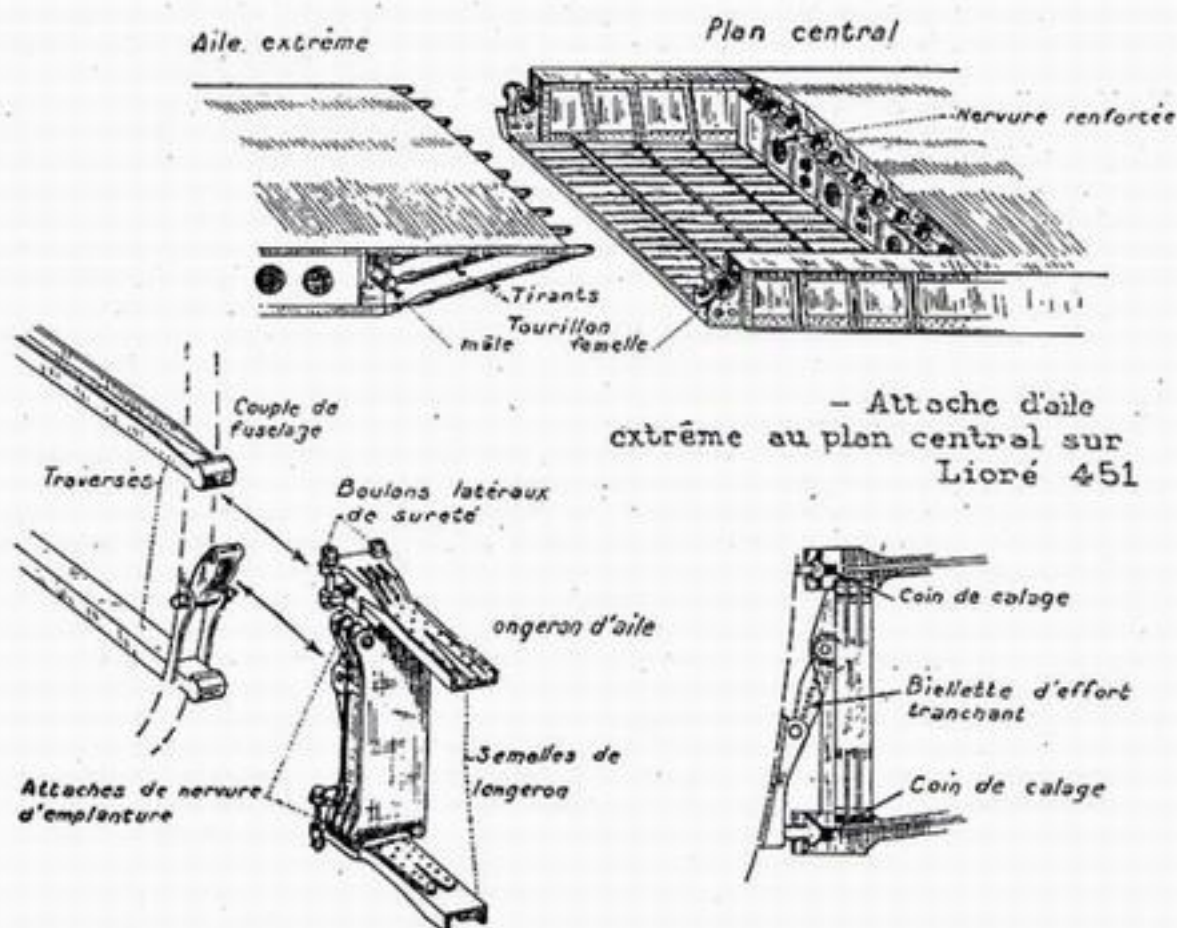
Breguet 690-695

Fig. 4,712.3 A.



Par exemple, on peut utiliser à cet effet une forte nervure de rive à laquelle on donnera avantageusement, dans la vue en plan de l'aile, une forme d'arc (et qu'on calculera comme un arc de pont). Si cet arc se confond avec le funiculaire des forces réparties, ses éléments ne travailleront (1) qu'en traction ou compression, suivant le cas, et les flexions secondaires seront évitées. C'est la solution du Bréguet 691-693 (v. fig. 4.712.3 A).

Pour éviter les complications de fabrication auxquelles conduit la réalisation d'arcs curvilignes, on peut se contenter d'adopter des segments de droites suffisamment voisins de la courbe théorique : les flexions secondaires, qu'il faut alors calculer, sont ainsi réduites à des valeurs faibles qui ne nécessitent pas d'alourdisse-



Attache de plan central bilongeron au fuselage sur Lioré 451

Fig. 4.712.3 B.

ments importants. L'attache en triangle qui en résulte avait été adoptée dès 1930 dans les avions coloniaux S P C A 80 et 90.

Pour finir, décrivons l'attache reliant l'aile extrême en caisson pur au plan central bilongeron sur Lioré 45 (v. fig. 4.712.3 B). L'aile extrême se termine par une nervure renforcée, s'articulant sur les extrémités de longerons de plan central à hauteur de la fibre neutre par deux tourillons, et à partir de laquelle une batterie de longues bielles obliques reportent les efforts provenant de l'intrados jusqu'au sommet d'une autre nervure renforcée portée par le plan central, où ils se composent avec les efforts, égaux et de sens contraire, apportés par l'extrados, pour donner une charge répartie sensiblement verticale, supportée par la nervure de plan central fonctionnant à la manière d'un pont

(1) Sous l'effet de la flexion principale, c'est-à-dire verticale, de la voilure; les efforts (beaucoup moindres d'ailleurs) provenant de la torsion et de la traînée sont à examiner d'autre part.

## 4,713 ASSEMBLAGE DES MEMBRURES LOCALISÉES

4,713.0 Nous ne ferons pas, comme pour les longerons d'ailes, une revue systématique des ferrures employées dans la construction des avions. Cela nous entraînerait trop loin, et d'ailleurs, contrairement aux longerons d'ailes, ces pièces n'ont rien de spécifiquement aéronautique.

De plus, pour un classement rationnel des ferrures, les critères à prendre en considération seraient au moins autant ceux d'interchangeabilité et de facilité d'usinage, que les critères purement constructifs. C'est d'ailleurs à l'occasion de l'étude de l'interchangeabilité en 5,52 que nous donnerons le plus d'exemples de ferrures originales. Nous nous limiterons donc ici à quelques exemples.

4,713.1 Efforts secondaires.

Des efforts secondaires risquent de résulter d'un défaut de centrage des efforts principaux par rapport aux axes neutres des pièces (1), ou de moments d'encastrement parasites, ou de toute autre cause.

4,713.11 L'emploi de cardans et de rotules permet d'annuler les moments d'encastrement et les efforts secondaires de flexion qui en résultent.

Par exemple, la bielle reliant sur le Bréguet 691 (v. fig. 1,512 C) le point de brisure où s'attache la tresse de relevage, au caisson moulé contenant l'amortisseur, était traitée à l'origine comme une bielle de moteur n'ayant qu'un degré de liberté autour de chacun de ses deux axes, qui devaient rester toujours rigoureusement parallèles.

Mais lors du roulement sur les inégalités du sol, par suite du manque de rigidité de l'ensemble du train, il pouvait arriver que la bielle eût à supporter des flexions latérales pour lesquelles elle n'était nullement faite, d'où des ruptures. Un des remèdes a consisté à équiper ces deux articulations avec des cardans (comme nous l'avons vu en 4,412.211, il ne suffit pas en pareil cas d'introduire un seul cardan, car alors le moment de flexion est nul à une extrémité, non à l'autre).

De même, nous verrons en 4,8 qu'il est bon de réaliser les attaches des mâts et haubans au moyen de cardans, ou de dispositions équivalentes. Ainsi, parmi les diverses solutions possibles pour les chapes d'attache des haubans filetés, il y a lieu de préférer celles qui comportent des libertés de mouvement dans les deux sens.

4,713.12 On peut aussi chercher, dans une attache d'implanture d'aile par exemple, à séparer la transmission du moment fléchissant de celle de l'effort tranchant — non pas dans un but de légèreté (au contraire), mais pour y voir plus clair dans la transmission des efforts et favoriser l'interchangeabilité.

Par exemple dans l'attache au fuselage de l'aile centrale bilongeron du Lioré 45, l'effort tranchant est transmis par une bielle oblique (v. fig. 4,712.3 B), tandis que les efforts de traction et de compression provenant du moment fléchissant sont pris par une ferrure en forme de tenaille qui coiffe une autre ferrure en forme

(1) Nous avons vu en 4,311.2 un exemple de ce genre dans le cas des fuselages en treillis de cornières.



de tête de vipère portée par le fuselage. Les faces des deux ferrures en contact étant verticales et dressées, ces éléments ne transmettent théoriquement rien de l'effort tranchant vertical. Ils continuent à remplir leur fonction d'une manière satisfaisante même s'ils subissent une translation parallèle à leur face d'appui provenant par exemple d'un écart à la fabrication sur la cote d'entre-axe des longerons, ce qui constitue un avantage important, pour l'interchangeabilité (Cf. ci-après 5,522.3), au prix d'une complication très nette de la fabrication.

La bielle qui transmet les efforts tranchants a besoin d'être ajustée avec beaucoup de précision. S'il se produit un jeu, l'effort tranchant n'est plus pris effectivement par elle, mais d'abord (au moins en partie) en flexion secondaire par les mâchoires supérieure et inférieure qui travaillent alors d'une façon anormale pour laquelle elles ne sont pas prévues.

On voit donc qu'indépendamment des exigences de l'interchangeabilité, dont nous parlerons plus loin en 5,52, il peut être nécessaire de préciser des tolérances du seul point de vue de la résistance, pour que les efforts se transmettent comme on l'a prévu. Il n'est quelquefois pas superflu d'envisager certaines mises en tension préalables : on pourrait par exemple rendre réglable la longueur de la biellette d'effort tranchant en la constituant comme un tendeur, et au montage de la voilure lui donner un serrage. On serait sûr ainsi que la biellette commence bien à remplir son office avant toute flexion des mâchoires.

#### 4,713.2 Efforts alternés ou répétés.

Pour la protection des pièces métalliques contre les ruptures de fatigue, rappelons qu'il y a lieu d'éviter particulièrement les angles vifs, et les variations brusques de section, surtout si elles affectent simultanément les deux faces d'une pièce travaillant aux efforts alternés ou répétés.

Ceci peut aller plus loin que la précaution classique du congé de grand rayon à introduire dans les angles rentrants. C'est ainsi que, malgré son congé extérieur impeccable, l'embout de vérin d'atterrisseur représenté par la figure 4,713.2 est très mal prévu pour travailler aux efforts alternés, pourtant particulièrement fréquents dans l'atterrisseur : l'évidement fileté intérieur s'arrête malencontreusement juste à l'endroit où le contour extérieur enfle pour la naissance de la forme en T — de plus cette paroi mince <sup>(1)</sup> est le siège de contraintes élevées dues aux formes aiguës du filetage, qui constituent autant d'amorces de criques.

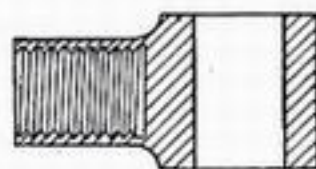


Fig. 4,713.2.

Lorsqu'un filetage doit supporter de grands efforts alternés (cas des boulons d'attache d'aile travaillant en traction), le profil du filet doit faire l'objet de soins particuliers. C'est ainsi que, malgré la complication de fabrication qui en résulte, la section semi-circulaire est adoptée depuis longtemps par les chemins de fer pour leurs barres d'attelage, qui sont aussi des boulons travaillant en traction aux efforts répétés.

D'une façon générale, dans une matière intéressant à ce point la sécurité, le moindre doute doit être levé par des essais réels sur des machines de traction ou compression alternées ou répétées, pour vérifier la tenue des assemblages à la fatigue. Il serait même souhaitable que toutes les attaches principales fussent systématiquement essayées de cette façon; malheureusement, ces machines d'essais sont rares...

(1) Moins d'un millimètre à fond de filet.



4.713.3

Déformations.

Pour mieux apprécier la façon dont sont pris et tenus les efforts, il est souvent important de connaître les déformations.

Pour faire comprendre cette utilité nous citerons l'exemple de la cage des rotules d'ailes du Junkers 88 (4 rotules par demi-aile, correspondant aux 4 semelles de longeron).

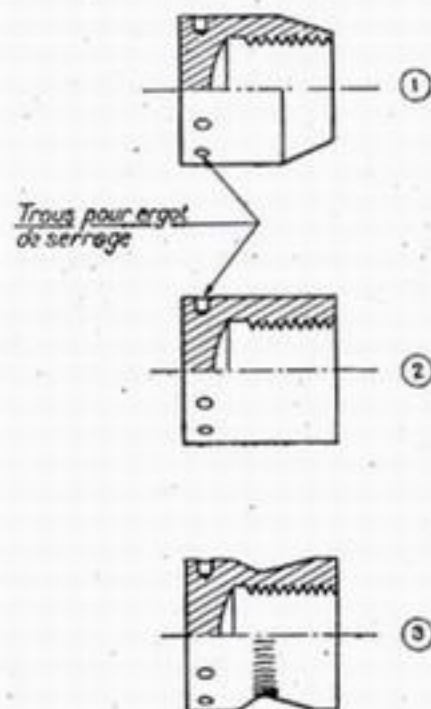


Fig. 4.713.3. Junkers 88.

La première réalisation était conforme au schéma 1 de la figure. 4.713.3 et comportait, dans un but de légèreté, un amincissement des cages de rotules vers leurs extrémités. Des essais de déformations montrèrent qu'en raison de cet amincissement, les filets du fond étaient beaucoup plus sollicités que les autres. D'où l'idée d'augmenter l'épaisseur de l'entrée qui s'allongeait trop facilement, et la réalisation 2 de la figure 4.713.3. Une nouvelle série d'essais montra que l'allongement n'était pas encore assez grand au niveau du fond, et conduisit à la réalisation 3, qui revient au point de vue des épaisseurs, à inverser exactement le sens de la réalisation initiale. Les 3 types de rotules peuvent être vus en service sur des Junkers 88 d'âges différents.

Tout ce qui vient d'être dit concerne seulement les rotules travaillant en traction, c'est-à-dire celles de l'intrados. Les rotules d'extrados n'ont jamais varié et sont toujours restées conformes au type 1.

Nous verrons encore en 5.524.118 une autre application d'un souci analogue à propos des axes coniques utilisés dans un but d'interchangeabilité.

4.714

Divers.

4.714.1

Freinage des pièces vissées.

Le freinage des pièces vissées est une nécessité évidente si l'on veut éviter qu'elles risquent de se détacher sous l'effet des vibrations. L'automobile élude souvent cette obligation (au plus grand dam des usagers), sans doute pour des raisons d'économie de fabrication. Mais la sécurité n'en est guère compromise, car on a toujours la ressource de s'arrêter au bord de la route pour remédier aux ennuis qui peuvent en résulter. Tandis qu'en avion, la sécurité du vol en fait une *obligation absolue*, et qui ne souffre pas d'exception. Il n'y a pas de pièce secondaire qu'on puisse perdre en vol sans risquer des conséquences graves, et *toutes* les pièces vissées doivent être freinées.

4.714.11

Il y a beaucoup de modes de freinage.

Le plus ancien, dont la sûreté est d'ailleurs absolue, consiste, pour le freinage des écrous, à percer la tige filetée du boulon et à y mettre une goupille, si possible logée dans des créneaux pratiqués dans l'écrou. Pour les têtes de vis cylindriques, ce système possède un équivalent, malheureusement fort peu aérodynamique et donc inutilisable pour des têtes de vis extérieures (quoiqu'il ait été souvent utilisé ainsi dans le passé, à cause de sa sécurité, pour les carénages d'hélices



par exemple) : il consiste à passer de proche en proche un même fil de laiton dans les têtes de toutes les vis voisines à freiner solidairement.

4,714.12

Le freinage par coups de pointeau, qui suppose une vis arasée, n'est pas excellent parce qu'il empêche un démontage correct (voir figure 4,714.1). Ce système de freinage est efficace et évite les dévissages intempestifs mais il exige du soin (si les coups de pointeau sont donnés hors de la ligne de séparation, entre vis et écrou, ils ne servent plus à rien) et il complique le démontage.

Mode de freinage des écrous ou vis

3 coups de  
pointeau

Plaque à ergot

Fig. 4,714.1.

4,714.13

On peut employer des tôles pliées, rabattues sur un pan de l'écrou ou sur une face pratiquée dans la tête de vis. Un petit ergot découpé dans une extrémité de cette tôle peut être rabattu dans un trou préalablement percé à cet effet dans la tôle que doit fixer la vis ou l'écrou dont il s'agit (v. fig. 4,714.2).

4,714.14

De très nombreux systèmes font appel au frottement.

Celui-ci peut être localisé sur les faces d'appui de la tête ou plus souvent de l'écrou : il en est ainsi de diverses rondelles (Grower, Belleville, etc.) sur lesquelles nous n'insisterons pas ici, car elles sont de pratique courante hors de l'Aéronautique.

Le frottement peut aussi être localisé sur le filet lui-même. C'est le cas du système dit « indesserrable » Simmonds, qui consiste à visser le filet dans une garniture intérieure en fibre portée par l'écrou. Cette garniture se resserre sur les filets de la vis et la tient prisonnière. Ce système est assez bon pour les pièces auxquelles on n'a pas à toucher souvent, mais il est à proscrire pour celles qui doivent être vissées et dévissées très souvent (en particulier pour les carénages de moteur ou les raccords d'ailes qu'on a souvent à enlever pour visiter les passages de tuyauteries) parce que la vis, lorsqu'elle a poli son chemin dans la fibre par un passage trop fréquent, ne s'y trouve plus serrée.

D'autres systèmes font appel au frottement métallique : par exemple les flancs de l'écrou, au lieu d'être à six pans, peuvent affecter la forme d'un cône de révolution s'enfonçant, par l'effet du serrage, dans une bague conique fendue solidaire d'une cage rivée sur l'ensemble à solidariser, et dans laquelle un ergot coulissant dans une petite rainure empêche la rotation de l'écrou. Ce système, employé sur plusieurs avions allemands (Junkers 88 par exemple), se prête mieux à des démontages fréquents.

4,714.15

Notons enfin le système très perfectionné, mais compliqué et coûteux, appliqué notamment sur les rotules de fixation du bâti-moteur de l'avion de chasse allemand Focke-Wulf 190 : l'écrou est dentelé à sa périphérie, et freiné par un cliquet à ressort qui permet son vissage mais l'empêche de se dévisser. Ce système a l'avantage d'être automatique et de ne pas pouvoir être oublié. De plus, il permet d'ajuster le serrage à une fraction de tour très petite : on peut d'ailleurs la diminuer autant qu'on veut en diminuant la dimension des dents portées par l'écrou.

4,714.2

### Graissage des articulations.

Il ne faut pas oublier, comme on l'a trop souvent fait dans le passé, le graissage périodique des axes mobiles destinés à tourner effectivement en service



courant, ne serait-ce que de quelques degrés, comme par exemple tous les axes d'articulation de l'atterrisseur principal, de la béquille, des réglages de plan fixe, etc. Des graisseurs parfaitement accessibles doivent être disposés à cet effet.

Il faut même, pour éviter le grippage de certains de ces axes fortement chargés réaliser les surfaces en contact, avec des métaux de dureté superficielle différente (acier et bronze ou duralumin). On évitera en tous cas le frottement acier sur acier, ou tout au moins, s'il est inévitable on s'attachera à durcir l'une des deux surfaces par cémentation ou même nitruration. De toute façon, on demandera toujours un usinage fin, souvent une rectification, ou même un poli spéculaire (règle adoptée en Amérique, au moins pour les pièces qui subissent des translations, telles que : tiges d'amortisseurs ou de vérins, etc...).

On devra également graisser, au moins au montage, les articulations qui ont pour but de supprimer un encastrement, même si leurs mouvements sont en principe nuls. Il en est ainsi de toutes les rotules, et de nombreux axes comme ceux des jumelles, des articulations à la cardan, etc. Par exemple les rotules d'aile du Junkers 88 représentées par la figure 4,713.3 sont soigneusement graissées au montage à la graisse graphitée incongelable.

## 4,72 - ASSEMBLAGE DU BOIS

L'hétérogénéité du bois et sa structure fibreuse, que nous avons déjà mentionnées en 4,012.1, entraînent dans sa mise en œuvre un assez grand nombre de conséquences. Nous ne prétendons pas les passer ici toutes en revue, mais il a semblé opportun d'attirer l'attention sur quelques-unes des précautions qui s'imposent dans la pratique courante.

### 4,721 Collage.

4,721.1 Parmi toutes les formes d'assemblage utilisées dans l'industrie du bois, une seule convient véritablement à l'aéronautique : c'est le collage, qui donne une solidarisation complète des parties en présence, de qualité telle que si on l'essaie à rupture, le bois se rompt aussi bien à côté du collage que dans celui-ci.

4,721.2 Les autres procédés en effet, ont l'inconvénient, soit de couper les fibres (cas des assemblages par tenon et mortaise), soit d'introduire des pièces de liaison étrangères faites avec un matériau de dureté beaucoup plus grande (vis à bois, clous, etc.), qui, en raison de la très faible résistance du bois au cisaillement ou à la compression latérale, ne peuvent tenir aucun effort sérieux sous peine de faire céder le bois en s'y enfonçant comme dans une matière molle. On peut évidemment prendre contre ce phénomène quelques précautions, dont nous parlerons tout à l'heure. Mais l'emploi de pièces de liaison métalliques est déjà assez délicat là où il est indispensable, c'est-à-dire dans les quelques assemblages inévitables entre bois et métal (ferrures d'attache, etc.), pour qu'on l'exclue absolument des assemblages entre pièces de bois. Le seul rôle admissible pour certains clouages est d'assurer un bon serrage des pièces à coller : on les enlève après séchage.

721.3

Trois principaux types de colles sont utilisés :

- colles à la caséine (exemple : colle Certus, s'employant à froid);
- colles à base d'urée-formol (exemple : les diverses sortes de Caurite, s'employant soit à froid soit à chaud, 70° ou 100°, selon la nature du durcisseur qui lui est incorporé);
- colles à base de bakélite, qui peuvent être soit liquides (solution alcoolique), soit présentées sous forme de film sec (exemple : Tego-film), qu'on insère entre les parties à coller et qui se polymérise directement à chaud sous presse, sans addition d'aucun liquide — cette dernière variété s'emploie d'ailleurs surtout dans la fabrication des contreplaqués.

D'autres types de colles, employés en dehors de l'aéronautique, peuvent également être utilisés, mais sont d'un emploi moins fréquent. Exemples : colle forte (employée en ébénisterie), colle au sang, etc...

722

### Précautions diverses.

Il faut par exemple éviter soigneusement :

- les collages en bout, qui ne tiennent pas <sup>(1)</sup>;
- les boulons d'assemblage traversant les pièces maîtresses de résistance, telles que semelles de longeron par exemple;
- les trous successifs coupant une même fibre de bois, à moins qu'ils ne soient écartés de plus de 7 fois le diamètre du trou.

723

### Ferrures d'attache.

723.1

Tout effort concentré, amené par une ferrure par exemple, doit être réparti au moment de son passage dans le bois pour pouvoir être supporté, ce qui nécessite des attaches de grande longueur, et rend par conséquent la démontabilité particulièrement onéreuse dans la construction en bois.

Pour éviter l'écrasement du bois on cherchera toujours à diminuer les pressions unitaires en augmentant le plus possible les surfaces de contact. Par exemple on utilisera de préférence des boulons de grand diamètre, quitte à les réaliser creux dans un but d'allègement. Si un boulon serre directement des faces de bois, on ne manquera jamais de disposer sous la tête et l'écrou de fortes rondelles métalliques de grande surface. Enfin on fera souvent appel au frottement.

Par exemple, l'attache d'une extrémité de longeron en bois sera correctement réalisée de la façon suivante : entre les lamelles de bois qui constituent la semelle du longeron seront interposées un certain nombre de lames de métal de grande longueur, serrées par de nombreux boulons traversants, disposés en quinconce pour ne pas couper plusieurs fois la même fibre à trop bref intervalle, et aboutissant à une série d'oreilles pour recevoir un axe et relier cette extrémité de longeron à une autre extrémité de même construction.

4.723.2

Pour éviter ces sujétions, il sera toujours préférable qu'une aile en bois soit continue d'un bout à l'autre et traverse le fuselage, au lieu d'être coupée en deux demi-ailes, aboutissant à des points d'attache localisés.

La liaison du fuselage à l'aile sur laquelle il est posé ou à laquelle il est suspendu pourra alors se faire élégamment par des étriers en acier soudé, entourant

(1) Lorsque l'arrivée d'une pièce en bout sur une autre est inévitable (par ex. : aboutissement d'une traverse de fuselage en treillis sur le longeron) l'adjonction de goussets collés s'impose.



les longerons sans aucun boulon traversant les semelles, comme chez Fokker (monoplace de chasse D 21) ou Koolhoven (monoplace de chasse F K 58).

Une telle solution peut même être étendue à l'ensemble d'un caisson pur : l'assemblage de l'aile du prototype SE 100 sur le fuselage en donne un exemple (voir fig. 4,723.2). L'ensemble du caisson est fixé comme dans un étau par des boulons de grande longueur réunissant à l'extérieur du caisson :

- l'intrados et l'extrados, pour les efforts verticaux;
- le plan de l'âme avant à celui de l'âme arrière, pour les efforts de trainée.

Les efforts de glissement latéral (dérapages, efforts dissymétriques) sont tenus

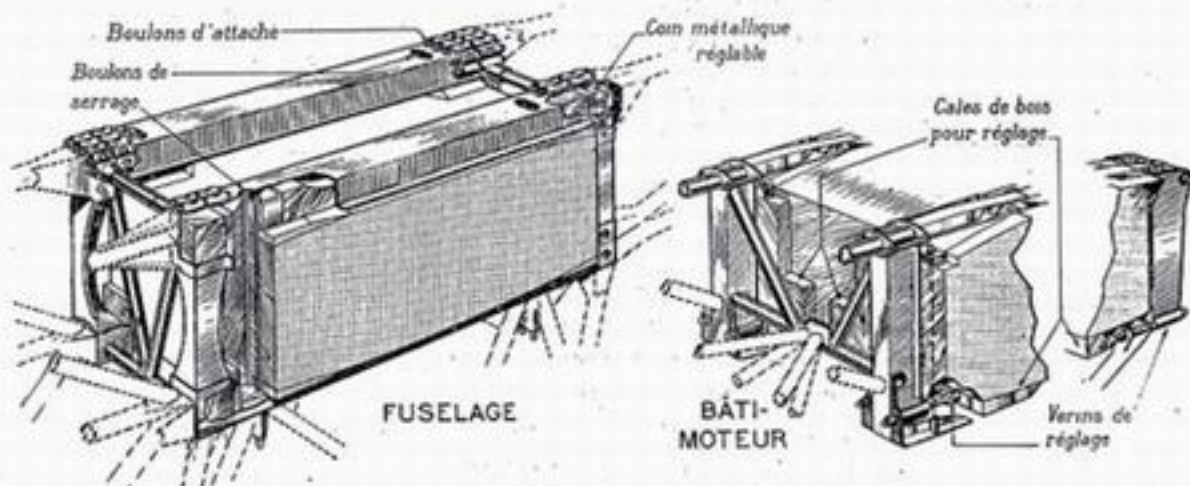


Fig. 4,723.2.  
Attaches de voilure SE 100.

sur cet appareil par un téton métallique portant deux rotules réglables qui viennent buter dans un intervalle ménagé entre deux cales obliques portées par le caisson.

4,723-3

Cependant, afin de conserver les avantages de démontabilité de la construction métallique, de nombreuses recherches ont été faites récemment pour amener le bois, par des traitements variés, à une plus grande homogénéité qui lui permette, au prix d'un certain accroissement de densité, de mieux concentrer les efforts et de se rapprocher davantage du comportement du métal. Nous parlerons de ces procédés en 5,312 à propos du travail du bois.

## 4,8 - MATS ET HAUBANS

Les mâts et contrefiches servent au soutien extérieur des voilures et empenages non cantilever, et parfois aussi d'autres organes : nacelles ou fuseaux-moteurs, ballonnets sur les hydravions, etc.

Les haubans consolident la charpente de l'avion soit extérieurement, en collaboration avec les mâts (ils sont alors fuselés) soit intérieurement, dans les structures dont le revêtement n'est pas travaillant : ils peuvent être ronds ou fuselés, cette



dernière forme étant alors recherchée non pour ses effets aérodynamiques, mais simplement pour les caractéristiques mécaniques des haubans de cette catégorie.

## 4,81 - MATS

4,81

### Bois et métal.

Étant donné que les mâts sont toujours susceptibles de travailler à la compression et périssent par flambage, on choisit pour leur fabrication des matériaux présentant les meilleures valeurs du rapport  $M/d$ . Le tableau 4,012.20 montre qu'à cet égard les métaux se présentent nettement mieux que les bois. C'est pourquoi l'on emploie généralement des mâts métalliques, même sur les avions dont la structure est en bois.

Cette règle ne souffre à peu près pas d'exception sur les monoplans haubanés. Sur les biplans construits en bois, on trouve encore parfois des mâts en bois, non pour des raisons techniques, mais plutôt pour des raisons d'économie ou d'homogénéité de matériaux dans une usine qui n'est pas équipée pour le travail des métaux. C'est pourquoi nous ne dirons que quelques mots de cette fabrication pour n'y plus revenir ensuite.

4,811

### Mâts en bois.

On choisit pour leur fabrication les essences de bois dont le rapport  $M/d$  est le plus élevé. Les résineux présentent à cet égard une grande supériorité sur les bois feuillus et sont donc presque uniquement employés.

On donne généralement aux mâts, dans leur longueur, la forme d'un solide d'égale résistance; la partie avant est, en général, rectiligne, l'arrête arrière est une ligne triangulaire à angle arrondi (v. fig. 4,811). La plus grande largeur, à laquelle on fait correspondre la plus grande épaisseur, se trouve au milieu de la longueur du mât.

Sur les avions de petites dimensions, la section est pleine, le mât étant fait, soit d'une pièce, soit de deux ou trois pièces collées. Sur les appareils plus gros (pour autant qu'on les fasse biplans, ce qui constitue aujourd'hui un anachronisme), cette construction conduirait à des poids excessifs et on a réalisé dans le passé des mâts en bois creux et formés par l'assemblage de plusieurs éléments pris toujours dans des planches débitées sur mailles.

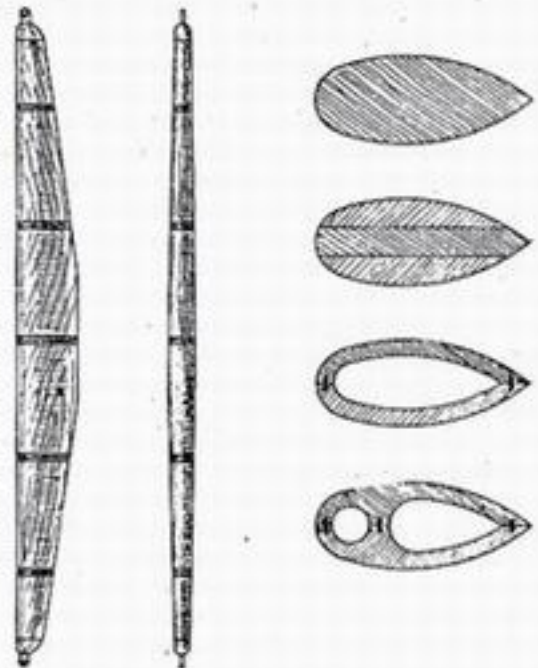


Fig. 4.811.

4,812

### Mâts métalliques.

4,812.1

#### *Mâts en tubes.*

4,812.11

Les mâts se font très fréquemment avec des tubes ronds généralement en acier. Ces tubes ont l'avantage d'avoir le même moment d'inertie dans toutes les directions; ils sont donc avantageux pour des pièces travaillant au flambage. Mais

pour diminuer la résistance à l'avancement; il est nécessaire de les caréner (v. fig. 4,812.1).

On peut le faire très simplement en disposant à l'arrière du tube une partie en bois, en une ou plusieurs pièces. De place en place, un marouflage en toile renforce la fixation du carénage sur le tube.

Le carénage peut aussi être métallique et formé par une tôle de duralumin enroulée autour du tube et rivée latéralement suivant deux génératrices.

4,812.12

Pour éviter d'avoir à rapporter sur les tubes ronds un carénage approprié on utilise fréquemment des tubes spéciaux, appelés tubes torpédo, qui ont été standardisés et se font, soit en acier, soit en duralumin. Ces tubes ont une section profilée pour diminuer la résistance aérodynamique.

Cependant, leur section n'a pas un très bon allongement; on diminue encore leur résistance passive d'une façon non négligeable en adjoignant à leur partie arrière une baguette en bois à arête vive, maintenue par un marouflage de place en place (Lioré-Olivier v. fig. 4,812.1).

Les tubes torpédo ont des moments d'inertie nettement différents par rapport à l'axe de symétrie de leur section et à un axe perpendiculaire. Ils doivent donc logiquement s'accompagner de contrefiches, qui diminuent la longueur de flambage dans la vue de face de l'avion, tandis qu'il n'en est pas besoin dans la vue en plan. S'il n'y a pas de contrefiches, l'emploi d'un tube torpédo entraîne un alourdissement par rapport à un tube rond, puisqu'il doit être dimensionné par son épaisseur transversale, sa plus grande profondeur devenant alors surabondante. On renforce parfois ces tubes intérieurement à l'aide d'une fourrure constituée par un U ou une tôle pliée, maintenue à l'aide de rivets.

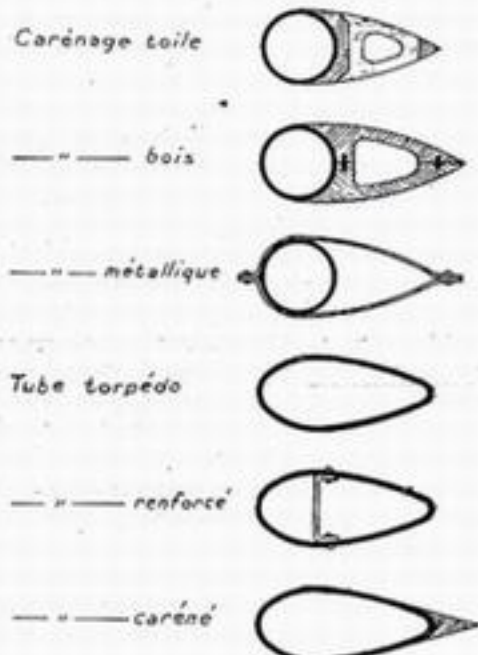


Fig. 4,812.1

4,812.2

### Mâts composés.

4,812.21

On peut constituer l'équivalent d'un tube sous forme de pièces composées, formées de deux coquilles extérieures, rivées sur leurs bords avec ou sans renforcement intérieur.

La résistance au flambage local peut être améliorée par l'emploi d'une tôle ondulée au lieu d'une tôle lisse en guise de renfort intérieur (Morane 315).

4,812.22

Les mâts des gros appareils sont généralement constitués comme de véritables longerons d'ailes, avec des semelles latérales destinées à améliorer l'inertie dans le sens transversal, dont on est obligé de réduire les dimensions pour des raisons de profilage aérodynamique. Ces semelles peuvent, comme celles des longerons d'aile (Cf. 4,112.12) être constituées par des étirés ou par des profilés massifs plus ou moins usinés.

L'hydravion transatlantique hexamoteur Potez-SNCAN 161 donne un exemple de ce dernier cas (v. fig. 4,812.22).



POTÉZ S.N.C.A.N. 161 (Mat)

Fig. 4,812.22.



4,812.3 *Embouts.*

A chacune de leurs extrémités, les mâts portent une ferrure servant à la fixation au longeron.

Dans le cas des tubes, cette pièce est constituée par un bouchon en aluminium fondu, ou mieux, par une ferrure en acier forgé ou en tôles soudées à l'autogène, emboîtée et rivée à l'intérieur du tube.

Il est bon que cette ferrure comporte 2 axes perpendiculaires, à la cardan, pour éviter les encastresments secondaires parasites.

4,813 Dispositions spéciales de mâts.4,813.1 *Monomâts.*

Les ailes monolongeron haubanées ne comportent évidemment qu'un mât, aboutissant au longeron unique (exemple du Farman 223 et de nombreux planeurs de vol à voile). Mais dans le but de diminuer la résistance à l'avancement, certains constructeurs ont eu recours à la construction monomât avec deux longerons (Spad, Bréguet). Dans ce cas, les mâts uniques doivent :

- 1° résister à la traction et à la compression comme les mâts ordinaires;
- 2° assurer l'indéformabilité de la section comme le haubanage, perpendiculaire à l'envergure, qu'ils remplacent : ils travaillent alors en flexion.

Leur encastrement est assuré en réunissant les longerons à cet endroit par

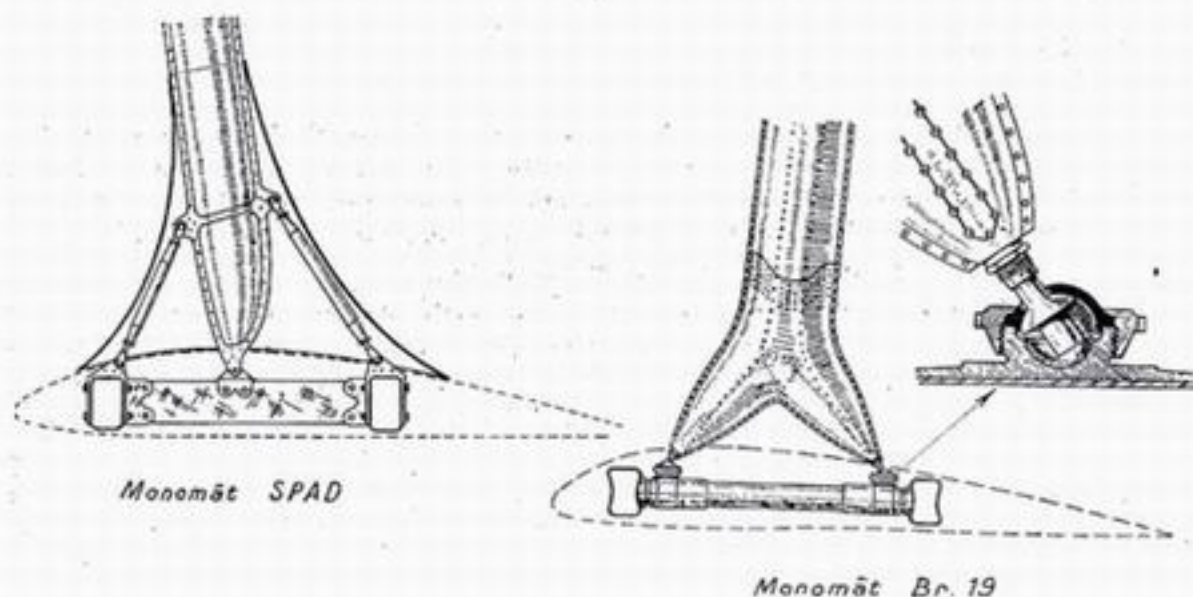


Fig. 4,813.1.

une entretoise ou une nervure-caisson particulièrement résistante sur laquelle vient se fixer le monomât.

Celui-ci peut alors être constitué (v. fig. 4,813.1) comme un mât ordinaire et se fixer par une ferrure appropriée, sensiblement au milieu de l'entretoise. Il est d'autre part contreventé par des tiges réglables qui permettent le réglage de l'incidence de la cellule et assurent le contreventement de l'aile aux efforts de torsion (Spad). Pour éviter les résistances nuisibles, tout ce dispositif de réglage est recouvert d'un carter en tôle d'aluminium capotant le pied du mât.

C'est une solution analogue qui a été réalisée en duralumin pour les monomâts



des avions Bréguet 19, constitués par deux coquilles en tôle de duralumin emboutie réunies entre elles par rivetage, et affectant la forme générale d'un X terminé à chaque extrémité par des rotules de réglage (v. fig. 4,813.1).

#### 4,813.2 *Mâts en V.*

Nous avons vu en 1,112.22 que les contre-fiches avant et arrière sont parfois réunies en un seul mât en V, dont la pointe se termine par une chape ou une rotule comme dans le Potez 39 (v. fig. 1,113 C), ou le Henschel 126.

Avec cette disposition, les efforts de traînée de l'aile se reportent entièrement aux attaches centrales et il y a lieu d'établir et de calculer la cabane en conséquence. Il en est de même lorsque les mâts, quoique disposés par paires, ne sont pas croisillonnés par un haubanage en X (cas de l'hydravion Potez-SNCAN 161 par exemple).

Rappelons enfin les mâts en Y employés sur certains sesquiplans (Nieuport 62, par exemple - v. fig. 1,113 C).

## 4,82 - HAUBANAGE

4,821 L'entretoisement des charpentes entoilées se fait généralement en croix de Saint-André, à l'aide de cordes à piano ou de haubans filetés ronds ou fuselés.

### Cordes à piano.

Les cordes à piano sont des fils d'acier à haute résistance de section circulaire.

Par mesure de sécurité, les diagonales travaillant le plus en vol sont en général doublées, afin qu'en cas de rupture accidentelle d'une corde en vol, la cellule reste néanmoins haubanée. Pour bien remplir ce but, chaque corde devrait être à elle seule suffisante pour résister à l'effort maximum.

Pour l'attache des cordes à piano, le procédé ancien qui consistait à fixer directement les cordes à piano à un trou, même armé à l'aide d'une cosse en cuivre rouge pour ne pas replier le fil sous un angle trop vif et risquer de le cisailer, a des inconvénients évidents qui l'ont fait interdire en France.

On exige actuellement que la corde à piano soit enroulée sur une cosse à gorge, en aluminium coulé, d'un diamètre suffisant pour éviter l'écrouissage du métal et maintenir un rayon convenable de pliage de la boucle. Dans ce cas il est nécessaire d'utiliser un axe pour la fixation de la cosse.

On peut également adopter le procédé Lioré-Olivier de la corde rivée (v. fig. 4,82).

### 4,822 Haubans filetés.

Pour tendre les cordes à piano, il est nécessaire d'utiliser des dispositifs spéciaux appelés « tendeurs » (v. ci-après). L'emploi de ces tendeurs conduit à de nombreuses attaches : aussi préfère-t-on les haubans dont les extrémités filetées assurent à la fois la fixation et la tension (v. fig. 4,82).

Dans le cas où les haubans sont extérieurs, et par conséquent soumis à l'action de l'air, on utilise des haubans fuselés. Ces haubans ont, extrémités à part, une section lenticulaire qui diminue leur résistance à l'avancement. La section de la

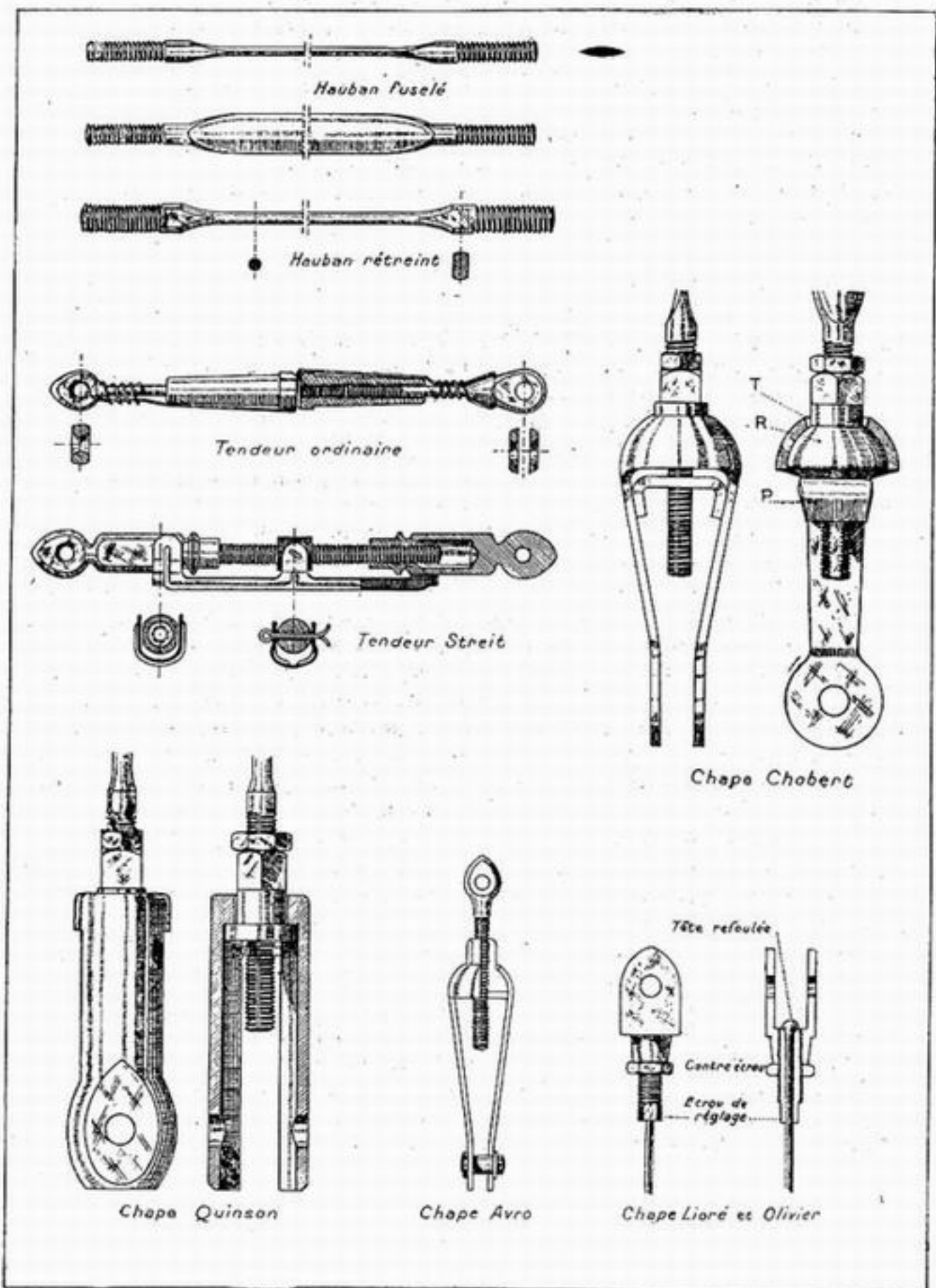


Fig. 4,82

partie cylindrique à fond de filets est au moins égale à celle de la section profilée, de sorte que le hauban est d'égale résistance sur toute sa longueur.

Pour le haubannage non extérieur, on emploie généralement les haubans ronds. Les haubans sont rétreints, de façon que les extrémités filetées aient un diamètre tel que leur diamètre à fond de filets soit le même que celui de la partie centrale du hauban.

En outre, on exige que le filetage des extrémités cylindriques soit fait après trempe, de façon à éviter les criques ou les tapures qui pourraient se former à fond de filet au cours du traitement thermique et qui seraient des amorces de rupture en service.

#### 4,823 Tension du haubannage.

4,823.1 La tension des cordes à piano était autrefois obtenue à l'aide d'un dispositif de réglage appelé tendeur, qui suppose 2 filets en sens inverse, portés soit par un écrou commun à lanterne (v. fig. 4,82), soit par une tige filetée unique avec deux écrous à pas inverses (tendeur Streit).

4,823.2 On peut aussi réaliser la tension au moyen de dispositifs d'attache réglables à un seul filet de vis, qu'on appelle des chapes réglables.

Ces dispositifs s'imposent dans le cas des haubans filetés, afin d'utiliser au mieux (à la fois pour la fixation et le réglage) le filet de vis qui existe déjà à l'extrémité de celui-ci. Ils sont alors de véritables écrous à chapes, qui comportent toujours une partie filetée, taillée à 4 ou 6 pans et pouvant tourner dans une cage où elle est retenue prisonnière, et un dispositif de tenue en rotation, susceptible de translation pendant que le vissage fait progresser le hauban dans la chape.

On peut citer comme exemple la chape Chobert (v. fig. 4,82) dans laquelle la partie filetée est une sorte de rotule sphérique R qui permet, à travers un trou T plus grand que le strict passage de l'écrou, une certaine liberté d'orientation. Le hauban est tenu en rotation par une plaquette P à bords rabattus emprisonnant deux méplats pratiqués dans la partie filetée du hauban.

Mentionnons aussi la chape Quinson (v. fig. 4,82) où la base d'appui A est plane (pour corriger le défaut d'orientation qui peut en résulter, on attache la chape à la ferrure par un axe torique) et le dispositif d'anti-rotation une goupille ou un étrier glissant dans une rainure.

Ce mode de fixation peut s'étendre aux câbles et cordes à piano, mais il faut alors installer dans l'écrou une tige filetée destinée à recevoir la corde à tendre. On obtient ainsi, par exemple (v. fig. 4,82), avec une tige à œil, la chape Avro, à rotule, qui s'apparente à la chape Chobert — ou avec un canal destiné à recevoir la tête refoulée de la corde à piano, la chape Lioré et Olivier.

D'une manière générale, on préférera les chapes à double articulation aux chapes à simple articulation, parce qu'elles agissent comme un cardan et permettent d'éviter les flexions des haubans dans le cas d'un effort mal centré.



# FABRICATION

Le présent chapitre a pour objet d'étudier comment on *réalise* les structures étudiées au chapitre précédent. Bien entendu, son but n'est pas d'épuiser ce sujet, d'ailleurs inépuisable; il ne vise pas davantage à constituer un guide, même sommaire, pour l'organisation des fabrications. Mais il cherche seulement à donner de ces questions une idée suffisante pour montrer les répercussions considérables qu'elles doivent avoir sur la *conception* même des avions, qui reste l'objet principal de notre étude.

## 5,0 CONSIDÉRATIONS SUR LA FABRICATION DES AVIONS EN SÉRIE

5,01 Pour éclairer le sujet, commençons par indiquer ce que nous entendons par le terme « série ». Peu d'expressions ont été aussi triturées que celle-là pour des fins publicitaires variées.

En France, en 1934, le monoplace de chasse Dewoitine 371 était réputé construit en série parce qu'il était commandé à 28 exemplaires. Et, bien entendu, le Potez 540 se réclamait de la « grande série » puisqu'il dépassait les 200 exemplaires. En 1936 le Morane 406 (405 à l'époque) fut commandé « en série » à 80 exemplaires; finalement on en construisit 1034, ce qui déclencha immédiatement l'épithète de « production massive ». Le nombre des Messerschmitt 109 fabriqués jusqu'à présent n'a pas été publié, mais on est sûr de ne rien exagérer en disant qu'il s'exprime certainement par 5 chiffres. Dans l'automobile, toute série qui n'atteint pas les dizaines de mille n'est pas jugée digne de ce nom; les centaines de mille sont la règle normale des grosses séries en Europe, et les millions en Amérique.

Finalement, il semble raisonnable de considérer que toute fabrication d'avions inférieure à 100 exemplaires n'est qu'une mise en expérimentation (on a parlé parfois d'« escadrilles d'expériences ») c'est-à-dire un simple pluriel de « prototype ». Une série qui ne dépasse pas le millier n'est qu'une petite série — ou, comme disent humoristiquement certains, une « fausse série ». Le terme de grande série doit être réservé à des productions atteignant au moins 5 à 10.000 appareils. C'est dire qu'il ne trouve son application jusqu'à présent que pour les avions militaires (1) — et peut-être bientôt pour les avions s'adressant à la clientèle privée

(1) Et même, en fait, seulement en temps de guerre ou de préparation de guerre.

(avions de tourisme). Les avions civils <sup>(1)</sup> de transport paraissent en être exclus, car les plus réussis d'entre eux ne peuvent espérer normalement de débouchés supérieurs au millier.

La notion de série n'est d'ailleurs pas suffisamment définie par le nombre d'appareils : il faut indiquer aussi la *cadence* dont on parle. Entre des productions d'un ou deux avions par mois (qui ont été fréquentes avant guerre) et les quelque 4.000 voitures par jour qui sortaient en temps de paix des usines Ford, on voit que la marge est grande. Si l'on se place au point de vue purement industriel, le tonnage est évidemment à prendre en considération et l'on doit s'exprimer en tonnes par mois. Ces diverses données industrielles influent beaucoup sur l'outillage à constituer, et par conséquent sur la fabrication.

Voyons maintenant les difficultés que l'on peut rencontrer, du moins dans les errements suivis jusqu'à présent, du côté de la définition technique du matériel.

5,02

L'avion est défini par un bureau d'études, qui a pour premier souci de satisfaire un programme fixé par l'utilisateur (admettons-le du moins) en mettant à son service une technique aussi parfaite que possible. Mais le jour de la mise en fabrication en série, la tâche du bureau de fabrications, qui aura à dessiner les outillages, les bâtis, et à dresser les gammes d'opérations, peut être très ardue et même impossible si les dessins des ensembles n'ont pas été conçus avec l'idée qu'on aurait un jour à les réaliser industriellement. Or, nous verrons que selon le mode de fabrication, *qui dépend lui-même du nombre d'appareils à construire*, les pièces doivent être conçues différemment.

Lorsqu'un prototype a été construit à un, deux ou quatre exemplaires, souvent par un travail de bricolage, puis modifié à la suite de ses essais, et qu'une section spéciale du bureau d'études reprend les dessins pour les adapter à une fabrication en série, *tout l'avion est à revoir*. Pendant ce temps il est bien difficile d'empêcher les utilisateurs de formuler des demandes nouvelles; de plus la technique a évolué. Finalement le premier avion de série est souvent très éloigné du prototype initial et constitue un véritable prototype lui-même, sur lequel on recommence les opérations précédentes — avec cette circonstance aggravante que les outillages, les gammes, les approvisionnements sont lancés et que chaque modification est une perturbation empêchant les chaînes de montage de fonctionner rationnellement.

Enfin, après bien des modifications, on commence à sortir en série un avion convenable *pour l'année de sa conception*, mais depuis celle-ci, il s'est écoulé au moins trois ans; quelquefois quatre, cinq (on pourrait citer des exemples précis où il s'en est écoulé 7). Or, la technique aéronautique évoluant à une vitesse inexorable, un avion est chose si éphémère qu'en fait l'appareil « convenable pour trois ans plus tôt » est déjà périmé, et celui qui est obligé de se réclamer d'un passé de 7 ans pour faire valoir ses mérites est franchement hors d'âge.

Le tableau, déjà plutôt noir, qui vient d'être brossé est souvent aggravé par les deux causes suivantes :

1<sup>o</sup> le bureau d'études « série » chargé de revoir des dessins prototypes s'efforce de les modifier le moins possible et évite de recourir aux solutions les plus rationnelles si elles entraînent trop de modifications aux dessins primitifs;

2<sup>o</sup> pour régler les bâtis de montage on a besoin de pièces-types, qu'on fabrique en prototypes. Quand arrivent les premières pièces de série, on s'aperçoit qu'il faut un ajustage plus ou moins important pour les y adapter. Les opérations de montage, qui devraient être faciles et rapides comme de la construction Meccano, commen-

(1) Nous excluons par là les utilisations militaires des avions de transport, qui en temps de guerre viennent fausser le problème.

cent par être longues et pénibles. Ceci met en évidence la nécessité d'un « rodage » réciproque des outillages l'un par rapport à l'autre, d'où provient forcément une certaine lenteur dans le démarrage de la série.

On voit donc combien les questions de fabrication dominent toute la genèse d'une série d'avions. Ces questions doivent être prises en considération dès le début de la conception des appareils. Il est indispensable, pour qu'elles soient convenablement traitées, qu'une coopération étroite s'établisse entre l'Ingénieur de Fabrication et l'Ingénieur du Bureau d'Etudes. Cette coopération ne sera jamais meilleure que lorsque chacun des deux aura pratiqué effectivement le métier de l'autre, au moins temporairement sous forme d'un stage approfondi.

---

## 5,1 - APPROVISIONNEMENTS UNIFICATION

---

### Homogénéité de la construction.

Nous avons vu que certains avions sont construits de matériaux très hétérogènes : le Morane 406 par exemple comportait de l'acier spécial au nickel-chrome-molybdène à très haute résistance (semelles de longeron), du duralumin (fuselage, nervures d'extrémité d'ailes, âmes de longeron), du magnésium (capots-moteur, ailerons, bouts d'ailes, totalité des empennages, roues), de l'acier inoxydable (habitacle pilote, nervures maîtresses), du contreplaqué mixte bois et aluminium (« Plymax ») pour le revêtement d'ailes, de la toile pour le revêtement du fuselage, etc...

Une telle hétérogénéité ne va pas sans graves inconvénients au point de vue de la fabrication. En effet, des approvisionnements hétérogènes mettent l'avionneur dans la dépendance de nombreux fournisseurs, or il n'y a aucune compensation possible entre les retards des uns et les avances des autres et le produit le plus en retard, fût-il d'importance minime, conditionne le retard général.

On peut objecter qu'il en est bien de même entre les divers produits issus d'un même matériau : tôles, étirés, profilés, etc... de duralumin par exemple. Il est exact que, même dans un matériau unique, on n'a pas intérêt à diversifier à l'infini les échantillonnages, épaisseurs de tôle, sections d'étirés, etc... Un avion de duralumin peut ne pas être très homogène s'il comporte un trop grand nombre de profilés différents et d'épaisseurs de tôle. Mais comme, dans ce cas, il s'agit souvent d'une même société productrice, on peut encore arriver à établir, par arrangement direct dans les cas aigus, une sorte d'équilibre ou de compensation entre les moyens de production affectés aux diverses branches, et surtout les risques



économiques ou sociaux (manque de matière, de main-d'œuvre, grèves, etc...) ne jouent qu'une fois au lieu de se répéter pour chaque matériau.

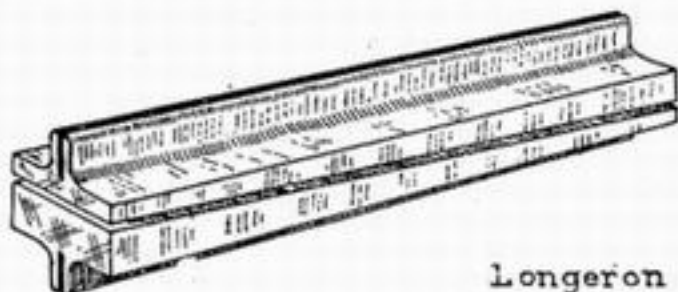
5,112

On entend souvent dire qu'en temps de guerre un producteur unique est plus vulnérable : un bombardement ou un sabotage risquent de tarir d'un coup tous les approvisionnements. Outre que, dans une économie de guerre bien ordonnée, on s'arrange pour qu'une même matière soit toujours produite en plusieurs endroits très différents, cette objection est sans valeur réelle, car on n'améliore pas la situation, bien au contraire, en faisant dépendre la fabrication d'un plus grand nombre d'approvisionnements essentiels dont *chacun* peut, s'il vient à manquer, la compromettre entièrement.

5,12

### Lutte contre les chutes.

A propos des matières et approvisionnements, notons aussi l'importance de la lutte contre les chutes de matière lors de l'usinage, lutte doublement productrice puisqu'elle économise en même temps la matière et le temps d'usinage. Nous en parlerons plusieurs fois dans ce chapitre. Donnons cependant dès à présent un



*Superposition de deux semelles droite et gauche*

Longeron Amiot 350

Fig. 5.12.

exemple à propos des approvisionnements en produits semi-ouvrés et notamment des profilés massifs servant à faire les semelles de longeron.

Il y a lieu, dans toute la mesure du possible, de s'efforcer de tailler deux pièces symétriques dans une même ébauche. Considérons par exemple le longeron de l'Amiot 350 (v. fig. 5,12). Les semelles sont des profilés en T. Longitudinalement l'épaisseur de ce T est amenuisée de manière à être décroissante de l'implanture jusqu'à l'extrémité de l'aile. Au lieu de raboter un profilé initial de section constante (donc constamment égale à la valeur maxima qu'elle doit avoir), et de transformer tout l'excès de matière en copeaux, rien n'est plus simple que de prendre deux semelles dans un même étiré ad hoc, scié obliquement dans toute sa longueur, la décroissance d'une extrémité de la semelle compensant la croissance de l'autre.

5,13

### Standardisation.

Il est essentiel pour le bon rendement des matières premières que celles-ci soient utilisées sous le nombre de formes le plus réduit possible.

C'est le but poursuivi par les normes réglementaires.

Mais, indépendamment de la normalisation officielle extérieure à l'industriel considéré, il est utile d'avoir aussi une standardisation intérieure à la maison, jouant le même rôle restrictif que les normes pour les produits semi-ouvrés ou pièces (aussi rares que possible) qui sont spéciales au constructeur.

Par exemple les cornières des semelles de longerons Bloch sont spéciales puisqu'elles n'entrent pas dans la normalisation générale des cornières (c'est

fâcheux, mais dans une certaine mesure inévitable à cause de la « mise à l'angle » dont nous avons parlé en 4,112.122.43), cependant elles présentent entre elles une certaine unité d'angle et de proportions, les cornières étant les mêmes par exemple pour les extrémités d'ailes d'un quadrimoteur ou l'aile entière d'un avion de chasse.

Une standardisation intérieure bien comprise devrait d'ailleurs aiguiller les choix du Bureau d'Études d'une manière encore restrictive à l'intérieur de la normalisation officielle, qui devrait être considérée comme un cadre *maximum* et non pas (ainsi qu'il arrive trop souvent, hélas) comme un catalogue *minimum*.

On ne devrait pas avoir à rappeler que cette règle doit s'appliquer au premier chef à toute la visserie, quincaillerie, etc., entrant dans la construction d'un avion, et qui devrait être non seulement strictement normalisée, mais même limitée sur un même appareil (quand ce ne serait que pour des raisons de rechanges en service) à un petit nombre de types. Mais, si l'on se rappelle que tel avion français construit récemment encore en série et dont la conception passe pourtant pour assez industrielle, ne contenait pas moins de 440 types de boulons, on conviendra que cette vérité première a malheureusement encore grand besoin d'être rabâchée.

---

## 5,2 - TRAVAIL DES MÉTAUX

---

La technologie du travail des métaux n'entre pas dans le cadre de cet ouvrage. Nous ne chercherons donc pas à traiter le détail des procédés de mise en œuvre, ni même à en donner une nomenclature complète. Nous n'avons pas davantage l'intention d'exposer systématiquement les différences qui les séparent, les raisons qui doivent faire choisir l'un plutôt que l'autre, ni les précautions à prendre dans l'exécution pour obtenir les meilleurs résultats. Le lecteur devra se reporter à des ouvrages spécialisés pour obtenir, sur ces sujets délicats, les précisions indispensables.

Le but qu'on se propose dans ce paragraphe est seulement de donner par quelques exemples choisis parmi les plus fréquents ou les plus significatifs, une idée des répercussions que ces procédés de fabrication peuvent avoir sur la *conception* et le dessin des pièces d'avions.

### 5,21 - PIÈCES MASSIVES

Chaque fois que ces pièces interviennent dans la structure de l'appareil, ce sont toujours des pièces vitales, ce qui oblige à les traiter avec un soin particulier.

#### 5,211 PROFILS DE GRANDE LONGUEUR

5,211.1 Nous avons vu, dans l'étude des longerons par exemple, que les semelles sont souvent des profilés massifs de grande longueur. Lorsqu'il s'agit d'acier, ils sont

généralement obtenus par laminage donnant une première ébauche. Pour obtenir les pièces définitives, cette ébauche doit être usinée : comme il s'agit d'acier spécial l'usinage en question est très lent et il faut s'efforcer de laisser le plus possible de surfaces brutes en limitant l'usinage aux faces à assembler. Pour augmenter encore les possibilités à cet égard et avoir une ébauche plus approchée, on peut faire suivre le laminage d'un étirage à froid qui donne des cotes plus précises et un meilleur fini de surface.

Pour montrer les difficultés qu'on rencontre dans ces questions, nous citerons l'exemple des semelles de longeron du Morane 406.

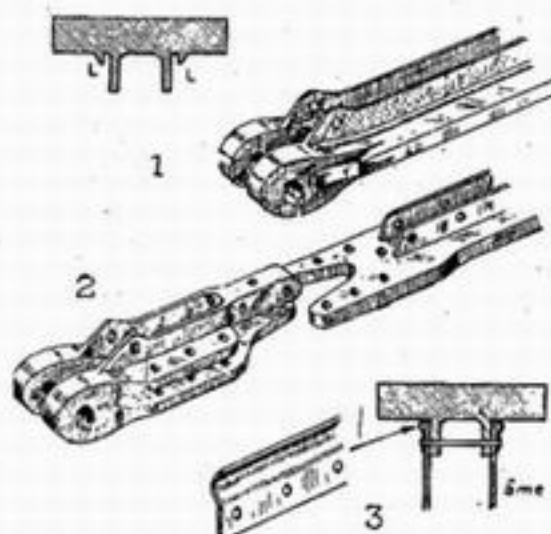


Fig. 5,211.1

Ces semelles étaient initialement d'un seul morceau (v. fig. 5,211.1). La présence du renflement nécessaire pour l'œil obligeait à partir d'ébauches forgées, donc grossières, et interdisait l'emploi d'ébauches laminées plus approchées; inversement, pour l'usinage de la région de l'œil, la présence de toute la longueur de semelle conduisait à des manutentions très encombrantes. D'où l'idée de séparer l'œil de la semelle, en réalisant une extrémité rapportée ébauchée, forgée et usinée à part.

Dans l'usinage à la fraise du profil en  $\pi$ , on s'est aperçu assez vite que le point délicat résidait dans le petit liston L des-

tiné à recevoir le bord de la tôle d'âme pour la préserver contre les plissements locaux entre rivets (Cf. ci-dessus en 4,112.111.4). La fraise de forme, très fine à cet endroit, « bourrait » et se rompait. On a donc cherché à supprimer ce liston, et on l'a finalement remplacé par une petite bande d'acier rapportée, raidie par un cambrage, rivée en même temps que l'âme et maintenant le bord de celle-ci contre la semelle.

L'ébauche de semelle pouvant, depuis la séparation de l'œil, être obtenue par laminage, on a cherché à aller plus loin dans cette voie et à l'approcher de si près qu'on pût se passer de tout autre usinage que l'amincissement du plat de la semelle. D'où l'idée d'obtenir le section en  $\pi$  par plusieurs laminages, suivis d'un étirage à froid. Le procédé n'a finalement pas été complètement mis au point, en raison de difficultés dans le laminage de cette nuance d'acier (qui ne « montait » pas suffisamment pour faire venir les barres verticales du  $\pi$ , trop rapprochées <sup>(1)</sup> pour ce mode d'élaboration) et dans l'étirage final à froid.

5,211.2

Lorsque le profilé massif est en duralumin, il est généralement obtenu par filage. Ce procédé de mise en œuvre est d'une grande commodité pour obtenir des sections quelconques, mais il ne faut pas perdre de vue qu'il comporte un risque important d'inclusions invisibles au sein du métal, qu'on peut éliminer par une mise au point correcte de la fabrication, mais qui impose, au moins au début, la nécessité d'un contrôle radiographique de bout en bout.

(1) Ceci montre les interactions réciproques du dessin des pièces et du procédé de fabrication : le laminage s'est trouvé pratiquement interdit par le dessin existant, mais un dessin permettant un laminage aisé aurait probablement conduit à une conception toute différente de l'assemblage des âmes aux semelles (v. ci-dessus en 4,112.112.2 et 4,112.122.21).



,212

## MATRIÇAGE - FONDERIE

,212.0

Nous traiterons ensemble ces deux procédés de fabrication, parce que nous n'avons pas ici à détailler leurs techniques, qui sont très différentes, mais à les apprécier au point de vue général de la fabrication. Envisagés sous cet angle ils présentent les mêmes genres d'avantages et d'inconvénients et leur emploi demande des précautions analogues, quoique à des degrés divers.

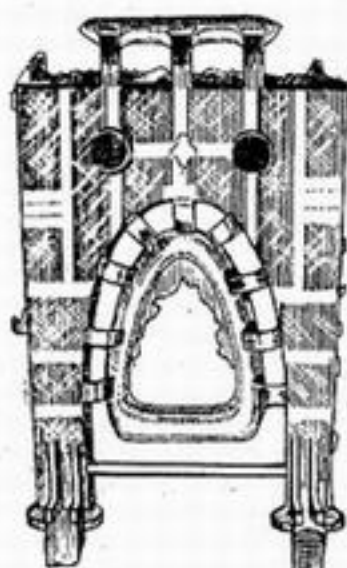
Leur avantage principal est de remplacer par une pièce unique de forme plus ou moins complexe des assemblages compliqués de pièces élémentaires.

Leur inconvénient est surtout d'exiger de grosses installations et des outillages importants (matrices, moules — ceux-ci particulièrement chers et compliqués lorsqu'il s'agit de moulage en coquille). Il en résulte que ces procédés peuvent être justifiés pour une grosse série sans l'être pour une petite.

5,212.1

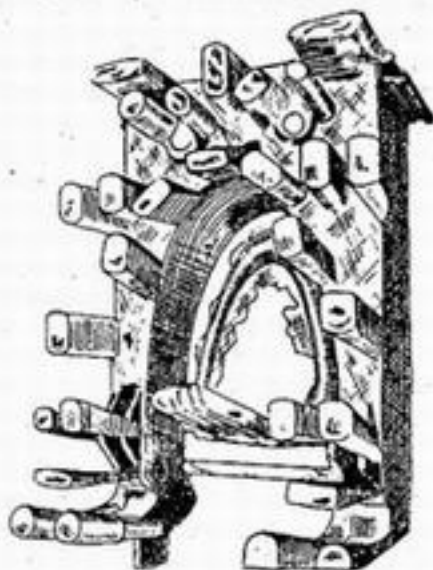
Précautions à prendre.

Si l'on veut éviter les défauts du métal (pour le matriçage : criques et repliures — pour la fonderie : criques, retassures, microretassures, soufflures, inclusions, etc...) leur emploi exige une étude technique très approfondie du *processus* employé, avec réalisation d'une pièce-type, examen de sections par macrographie (fibrage) et micrographie (cristallisation), éventuellement contrôle de la pièce par radiographie (ou magnaflux ou métalloscope, dans le cas de pièces en métal magnétique), etc... Finalement, ils supposent entre l'avionneur et le sous-traitant une collabo-



Vue côté dessous du moule

Les emplacements blancs correspondent aux refroidisseurs



Vue côté dessus du moule

- Ébauche coulée de caisson (Pont d'atterrisseur du Lioné 45)

Fig. 5,212.1.

ration étroite qui doit se concrétiser dans un dossier d'élaboration. On doit considérer que la pièce n'est pas suffisamment définie par le dessin caractérisant son état final, mais qu'il est nécessaire d'y ajouter une description détaillée des étapes nécessaires pour y parvenir.

Bien entendu, ce qui précède est particulièrement vrai pour la fonderie, où les pièces sont souvent de formes plus compliquées, comportant notamment des cavités internes, et où se posent d'autre part des problèmes très délicats d'alimentation de la pièce en métal liquide au cours du refroidissement (masselottes,

refroidisseurs (1), etc...). Pour le matriçage, les ennuis peuvent être souvent évités par un dessin suffisamment simple des pièces et les questions de refroidissement se posent d'une façon moins aiguë, sauf si l'on est conduit à employer des aciers particulièrement auto-trempants, ce qui est assez peu souhaitable. Néanmoins, lorsque des déformations considérables sont à donner aux pièces forgées ou matriçées, une certaine vigilance s'impose pour éviter les criques et repliures, et un contrôle individuel des pièces de série par décapage ou pétrolage et sablage est parfois nécessaire

## 5,212.2 Exemples d'applications.

5,212.21 Les pièces qui sont traitées en fonderie sont surtout : les roues, les « ponts » d'atterrisseurs (surtout en France), les pédales de palonnier, parfois la colonne-support du volant au poste pilote, souvent de nombreux renvois d'angles et guignols dans les commandes de vol; enfin d'une manière générale, toutes sortes de petits supports et carters dans l'avion — notamment distributeurs hydrauliques et pneumatiques, etc...

En cas de grande série, ce procédé de fabrication peut être étendu, même à des pièces de structure essentielles : ainsi, nous avons vu en 4,312.213 qu'il a été envisagé de réaliser en série le couple principal arrière du Bréguet 693 en alliage W 41. Dans le Messerschmitt 109, la ferrure maîtresse, en forme de tétraèdre, qui relie le fuselage à l'atterrisseur, au bâti-moteur et à l'attache avant de la voilure est réalisée en *acier spécial* (au chrome-molybdène) coulé. On économise ainsi un nombre considérable de rivetages et d'assemblages élémentaires, mais les pièces-types doivent, bien entendu, être essayées avec un soin tout particulier.

5,212.22 On traite en pièces forgées ou matriçées toutes les ferrures d'attache importantes. On trouve de telles ferrures :

— à chaque démontabilité des structures à éléments de résistance localisés : ainsi pour les attaches de longerons de voilure, pour les embouts de bâtis-moteurs, et quelquefois même pour des tronçonnages du fuselage;

— dans la plupart des articulations comportant des mouvements relatifs des pièces en présence : articulations des gouvernes et dispositifs hypersustentateurs, et de très nombreuses articulations de l'atterrisseur;

— dans quelques assemblages ne comportant ni démontabilité ni articulations, tels que des nœuds de nervures importants (par exemple sur le Morane 406, l'assemblage entre elles, à leur aboutissement sur le longeron, des nervures-maîtresses transmettant la torsion — voir 4,111.212), poutres de bâti-moteur forgées des moteurs allemands, nombreuses pièces d'atterrisseurs, etc...

5,212.23 Il n'est pas exclu d'ailleurs qu'une pièce coulée puisse être ensuite matriçée. Peut-être pourra-t-on un jour trouver là le moyen souhaitable de réaliser des ébauches suffisamment approchées pour éviter le gaspillage des matières premières dont l'économie est plus que jamais à l'ordre du jour.

Il ne faut pas oublier en effet qu'actuellement certaines ébauches matriçées pèsent 5 fois, ou même parfois 10 fois et jusqu'à 15 fois plus lourd que la pièce finale à en extraire, toute la différence étant transformée en copeaux lors de l'usinage — d'où perte de matière, de temps d'usinage, et comme conséquence occupation excessive des machines et investissements exagérés pour constituer des outillages qui pourraient être réduits.

(1) On peut se faire une idée par la figure 5,212.1 de la complexité du système des masselottes et des refroidisseurs dans une pièce moulée moderne (« pont » d'atterrisseur en alliage de magnésium).

## 5,22 - SOUDURE

,221 Soudure autogène de l'acier.

Cette soudure s'effectue soit au chalumeau, soit à l'arc électrique. Elle utilise généralement des aciers doux, ou lorsqu'on a besoin de caractéristiques élevées qui imposent un acier spécial, l'acier au chrome-molybdène.

Lorsqu'on veut éviter tout risque d'oxydation et de criques, on emploie le procédé de soudure électrique à l'hydrogène atomique, dans lequel l'arc électrique jaillit dans un courant d'hydrogène soufflé entre deux électrodes au tungstène.

,221.1 Le contrôle direct a posteriori de la soudure, comme celui du collage des bois, est très difficile, pour ne pas dire impossible.

Les seuls procédés économiques qu'on puisse employer pour cela sont précaires. L'un des procédés les plus anciens consiste à sabler la surface des soudures pour rendre facile leur observation minutieuse, et à pratiquer un pétrolage pour faire apparaître les criques par ressuage. On peut aussi, comme on le faisait couramment chez Fokker ou Koolhoven pour les fuselages, opérer une vérification des assemblages de tubes ou de pièces creuses en établissant à l'intérieur une pression générale d'air ou d'huile. Les criques sont alors décelées par immersion dans l'eau (ou par badigeonnage à l'eau de savon) dans le premier cas, ou par suintement de l'huile sur la surface extérieure passée à la craie dans le deuxième cas; ceci suppose bien entendu qu'à l'exécution, on a eu soin d'établir une intercommunication entre tous les tubes de la charpente.

Ces deux procédés, outre leur précarité intrinsèque, ont le grave inconvénient de ne pas déceler les criques qui ne débouchent pas.

Pour avoir une certitude sur ce dernier point, on est obligé d'employer des procédés plus coûteux, tels que le magnaflux, le métalloscope, ou mieux encore la radiographie, qui est d'ailleurs d'une interprétation difficile, mais très sûre lorsqu'elle est pratiquée par un technicien averti.

5,221.2 Les difficultés du contrôle a posteriori conduisent à préconiser un contrôle très sévère a priori.

Ce contrôle portera notamment sur :

— l'acier, et notamment sa teneur en carbone afin d'éviter l'auto-trempe partielle qui donne des tensions internes;

— l'instruction du soudeur, contrôle sanctionné par un brevet avec examen périodique;

— une conception saine des pièces pour que la soudure soit facile à exécuter, ce qui diminue d'autant ses chances d'être défectueuse.

Ce dernier point est plus particulièrement de la responsabilité du bureau d'études, qui fera bien, s'il n'a pas dans cette spécialité très particulière une expérience approfondie, de s'assurer les conseils d'organismes consultatifs créés dans ce but, tels que l'Office Central de l'Acétylène et de la Soudure Autogène. Comme tentative intéressante pour simplifier l'exécution matérielle de la soudure, signalons à titre d'exemple la charpente en tubes qui relie, sur le Siebel 204, le bâti-moteur à la voilure et à l'atterrisseur : les nœuds d'assemblage, au lieu de *résulter* de la soudure de tubes taillés en biseau, sont des sortes de tulipes matricées *préexistantes*, amorçant le départ de chaque tube par un moignon auquel le tube est soudé



en bout par un simple cordon de soudure périphérique bien dégagé et très facile à exécuter.

5,221.3

L'emploi de la soudure autogène sur les avions se généralise de plus en plus : presque tous les bâtis-moteurs sont maintenant construits de cette façon, et l'on en rencontre souvent dans les structures de fuselages, surtout d'avions légers (Romano 82, Caproni, Fokker, Koolhoven, Taylorcraft, etc.), d'empennages (par exemple : dérives et travée centrale de plan fixe horizontal du LeO 45), de gouvernes, et même de voilures (longerons d'ailes du prototype de bombardement Romano 120).

5,222

#### Soudure autogène des alliages légers.

Cette soudure peut s'effectuer dans de bonnes conditions pourvu que l'alliage comporte peu de cuivre. La présence de magnésium est d'autre part favorable. On emploiera donc principalement l'aluminium pur, les alliages aluminium-magnésium, etc...

Pratiquement, son emploi porte sur des pièces où la qualité principale exigée est moins la résistance que l'étanchéité (réservoirs, par exemple).

Nous avons vu d'autre part en 4,013.21 que la soudure autogène des alliages de magnésium est particulièrement facile.

5,223

#### Soudure électrique par points de l'acier inoxydable et du duralumin.

5,223.1

La sécurité de cette soudure est plus grande que celle de la soudure autogène grâce à l'auto-contrôle de la machine qui l'exécute, mais des aléas subsistent, du fait que le réglage de cette machine est délicat et doit être refait pour chaque changement d'épaisseur des pièces à souder. De plus, dans le cas des alliages légers, le passage du courant (et par suite la qualité de la soudure) sont grandement influencés par l'oxydation superficielle, même très fine, du métal; d'où la nécessité de décapages très soignés, qui ne suffisent d'ailleurs pas pour garantir une régularité absolue.

5,223.2

Les emplois principaux de cette soudure sont actuellement :

— pour l'acier inoxydable : les coques ou flotteurs d'hydravions (ex. : fonds de coque d'hydravions Short et Bréguet), certaines nervures principales (ex. : Morane 406) et même des caissons entiers de voilure (avion d'entraînement Morane 470, avion de course CAPRA S. 200 et surtout Budd « Conestoga »);

— pour le duralumin : le procédé s'est limité jusqu'à présent à la fixation au revêtement de divers raidisseurs, à la constitution de carénages, etc... Il commence seulement à faire son apparition dans les pièces maîtresses de structure (exemple : fuselage-coque de l'avion d'entraînement Morane 470 entièrement soudé électriquement par points — v. photo n° 41).

## 5,23 - TRAVAIL DE LA TOLE

5,230

Ce paragraphe ne traite pratiquement que des tôles d'alliage léger, de beaucoup les plus répandues dans la construction des avions. L'acier, pour les raisons analysées en 4,012.213, n'y est pratiquement utilisé que sous forme de pièces

massives et non sous forme de tôles, sauf cependant l'acier inoxydable 18/8. Les alliages ultra-légers à base de magnésium, fréquemment utilisés, eux, sous forme de tôles, ne sont pas justiciables exactement des techniques qui vont être analysées ci-dessous; en particulier, leur formage doit se faire à chaud.

Souvent, nous parlerons de travail à la presse. Nous n'avons pas à détailler dans cet ouvrage la technique particulière de ce travail. Rappelons cependant qu'il existe deux sortes de presses, de principes très différents: la presse mécanique, dont le mouvement est provoqué par un vilebrequin, et la presse hydraulique, actionnée par la pression d'un liquide sur un piston. La première est capable de cadences nettement plus rapides, mais son encombrement est plus grand pour une puissance donnée. Aussi s'impose-t-elle pour les petits travaux de faible puissance. Pour les grands emboutissages, si la cadence prime tout (industrie automobile) on a recours aux grosses presses mécaniques; si au contraire on préfère éviter l'encombrement et le prix de pareils « monuments » et des outils de plusieurs tonnes dont il faut les équiper, on s'adressera, comme on l'a souvent fait jusqu'à présent dans l'Aéronautique, aux presses hydrauliques avec lesquelles on peut en outre faire l'économie d'un outil sur deux, grâce au procédé Guérin dans lequel le poinçon seul (d'ailleurs porté par le plateau inférieur fixe) est réalisé en métal, la matrice étant remplacée par des empilages de feuilles de caoutchouc, portées par le plateau descendant, qui sous forte pression appliquent énergiquement la tôle contre l'outil unique.

5,231

### Contour.

Pour le découpage des pièces en série, on s'attachera à obtenir un débit convenable :

— soit en utilisant des procédés façonnant les pièces individuellement, mais en très peu de temps,

— soit en s'adressant à des procédés plus simples effectuant des opérations plus lentement, mais alors sur plusieurs pièces à la fois.

5,231.1

Un exemple de la première méthode est fourni par le découpage à la presse, et notamment par le procédé Guérin, dont les caractéristiques courantes pour le découpage, dans une tôle ordinaire, de toutes sortes de pièces disposées de façon à limiter les chutes au minimum, sont les suivantes :

— presse de 2.000 tonnes pour une table de travail de 2 m<sup>2</sup> de surface disponible;

— épaisseur maxima permettant un découpage correct, environ 13/10<sup>e</sup> de mm.

En équipant le plateau de presse de 4 tables montées sur rails et dégageant sur les 4 faces de la presse, on peut ainsi préparer le travail sur 3 d'entre elles pendant que l'une est glissée sous la presse, et on obtient un débit remarquable.

Rien n'empêche d'obtenir un formage en même temps que le découpage ainsi que nous le verrons tout à l'heure.

5,231.2

Pour l'application de la deuxième méthode, des tôles empilées en paquets peuvent être détournées à la scie à ruban ou à la toupie fixe ou mobile à grande vitesse de coupe, avec un guidage par des gabarits adéquats.

5,232

### Relief. Galbe.

5,232.1

En ce qui concerne les revêtements, indiquons d'abord qu'on s'efforcera dans toute la mesure du possible de dispenser les tôles de revêtements d'un chaudron-

nage qui est toujours très onéreux. A cet effet, on multipliera autant que possible les surfaces développables :

— soit en donnant à la surface extérieure de l'avion une forme réellement développable; par exemple sur l'Amiot 351-354 : toute la partie du fuselage entre l'aile et les empennages est conique, la génératrice de la surface de révolution étant rectiligne sur 5 à 6 mètres (1);

— soit en décomposant le revêtement d'une partie non développable, mais de faible courbure, en bandelettes étroites qui pourront, avec une approximation suffisante, être considérées comme des éléments de surfaces développables. Ceci influe sur la structure interne, puisqu'on profitera bien entendu des rivetages nécessaires à la jonction des bandes pour y disposer des lisses. C'est ainsi par exemple qu'a opéré la Société Nieuport pour le fuselage de ses avions de chasse 122, 125, 161.

Les revêtements des voilures trapézoïdales sont généralement à peu près développables, malgré l'évolution des profils : c'est un argument de plus en faveur de cette forme d'aile, car les voilures elliptiques, surtout dans la région du bord d'attaque, entraînent à cet égard des complications qui sont loin d'être négligeables.

5,232.2

Les parties qu'on n'aura pas pu rendre développables pourront souvent être embouties à la presse Schuler, par la méthode dite « d'étirage-emboutissage » dans laquelle une forme en bois est poussée contre une tôle dont les bords sont pincés entre des mâchoires fixes de la machine. En principe, cette méthode ne permet d'obtenir que des surfaces convexes. Toutefois on peut, en faisant descendre une contre-forme appropriée sur le poinçon habillé de tôle tendue, faire « venir » des concavités de détail creusées dans une vaste convexité d'ensemble. On peut aussi aider, par un travail analogue au repoussage, les bords de cette tôle à descendre dans des gorges ou sillons portés par la forme en bois : c'est ainsi que les viroles à bords tombés de la coque du Messerschmitt 109 (cf. 4,312.25) sont obtenues en deux demi-coquilles par ce procédé, les couples en « bords tombés » et surtout les soyages correspondants étant achevés sur la presse par un outil à repousser.

Ce procédé présente l'inconvénient de fortes chutes de matière : les bords pincés de la tôle sont forcément à chuter, ainsi que leur voisinage, qui se plisse. Pour ne pas aggraver encore la situation, les pièces à obtenir par ce procédé devront autant que possible être d'une forme telle qu'on ne soit obligé de pincer entre les mors de la machine que deux des quatre côtés de la feuille de tôle, et que le rectangle de tôle compris entre ces pinçages soit aussi bien rempli que possible, ce qui exclut les formes rondes (sphériques ou en « casserole »).

Pratiquement, les pièces les plus couramment obtenues par ce procédé sont : les capotages de moteurs, les bords d'attaque à contours arrondis, depuis ceux des voilures elliptiques jusqu'à ceux des empennages, ainsi que les bordures d'extrémités d'ailes, les raccords aile-fuselage, les calandres de radiateurs et de réservoirs, etc.

5,232.3

Pour les nervurages à obtenir dans les pièces de structure interne, on utilise beaucoup le procédé Guérin avec les caractéristiques suivantes :

- Presse de 2.000 tonnes pour une surface de table disponible de 2 m<sup>2</sup>.
- Épaisseur maxima pour obtenir de bons résultats : environ 3,2 mm.
- Hauteur maxima du relief ou des bords tombés possibles : 75 mm.

On peut cumuler le formage et le découpage en une seule opération avec le

(1) Par contre la partie centrale du fuselage, à hauteur de l'aile, est à double courbure et par conséquent non développable.



procédé Guérin : le découpage se fait en fin d'opération, en disposant des outils tranchants à bords vifs au fond des creux à bords arrondis donnant le formage. Ainsi pour réaliser un trou d'allégement à bords tombés, on commence par tomber les bords et on ne débouche le trou qu'au fond.

5,232.4

Le mouton-presse, opérant par choc et non par pression, est également très utilisé en Amérique, surtout pour obtenir diverses sortes de bossettes, capotages, manches d'admission et autres pièces chaudronnées à forte courbure ou à empreintes profondes. La matrice employée est en zinc et le poinçon est en plomb. Tous deux s'obtiennent très facilement par simple moulage d'un modèle en plâtre sur moules en sable. L'outillage ne coûte donc pas cher, il est facile à remplacer ou à modifier, pour peu que l'usine installe au voisinage du mouton une petite fonderie pour les formes. Le débit est important, quoique inférieur au procédé Guérin, car il n'y a pas ici de tables mobiles supplémentaires en attente pour la préparation du travail, et de plus le travail au mouton exige généralement plusieurs coups successifs. Malheureusement ce procédé demande souvent des retouches à la main car il est moins précis que le procédé Guérin.

5,233

### Applications industrielles.

5,233.1

On conçoit tout le bénéfice qu'on peut tirer de ces procédés industriels pour obtenir d'un seul coup en une pièce monobloc des ensembles complexes qui autrefois étaient constitués par l'assemblage de plusieurs pièces élémentaires. C'est ainsi qu'on fait couramment en un coup de presse les nervures d'aile munies de tous leurs raidissages (voir photo n° 42).

Un exemple original et particulièrement poussé d'application de ce procédé est fourni par la fabrication des ailerons du Henschel 129 (v. fig. 5,233.1) obtenus par emboutissage d'un seul panneau de tôle qui représente l'aileron plat en deux, à ouvert autour d'une charnière qui serait son bord de fuite. Toute la structure en treillis est obtenue d'un seul coup avec le découpage du réseau en N du treillis, le nervurage de ses barres, et l'adjonction à chaque extrémité d'un demi-longeron par tombage des bords.

À la sortie de la presse, il ne reste plus pour terminer l'aileron, qu'à replier ses deux faces le long du bord de fuite, à réaliser une ligne de rivetage ou de soudure reconstituant le longeron par pinçage des 2 bords tombés ménagés au milieu de son âme, et à monter, avec deux lignes de rivets, une tôle roulée formant caisson de bord d'attaque, qui suffit à parachever cet ensemble obtenu dans des conditions remarquables de simplicité, moyennant un outillage assez considérable.

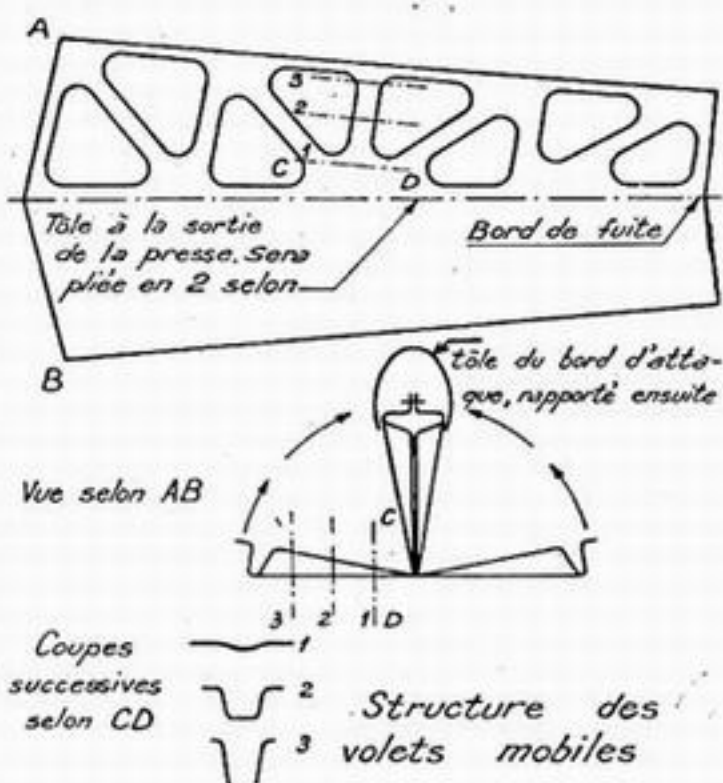


Fig. 5,233.1. — Aileron Henschel 129.

5,233.2

On ne peut faire les frais d'outillages pareils que pour des séries déjà grosses. De plus, l'utilisation de la presse pour être payante suppose la fabrication « à suivre » de toutes les pièces identiques destinées à tous les appareils de la série : après démontage des outils pour passer à une autre fabrication, ces pièces sont alors stockées, et leur emploi peut intervenir à une échéance assez lointaine. Ce procédé nécessite donc un gros volant de matières. De plus, — et même avec le procédé Guérin, qui permet pourtant, par un « puzzle » approprié de limiter les chutes au minimum — l'emploi de la presse entraîne toujours des chutes assez considérables : il n'est donc pas particulièrement adapté à une époque de pénurie de matières. Pour ces diverses raisons, il peut être fort intéressant, surtout sur des séries petites ou moyennes, de recourir à l'emploi de profilés cintrés.

On part d'un profilé standard symétrique (généralement en U), obtenu par exemple au banc à étirer, on le tronçonne et on le cintré à la forme désirée (par exemple couple de fuselage) au moyen d'une machine standard à galets, dirigée soit directement à la main par l'ouvrier, soit au moyen d'une came ou d'un modèle à reproduire réalisé par exemple en bois bakélinisé et très facile à remplacer sur la machine. Si le travail se fait à la main, l'ouvrier contrôle fréquemment, sur un gabarit mis à sa disposition immédiate, la correction de la forme obtenue.

Il faut noter que, si l'on cherchait à cintrer par cette méthode un profilé de section dissymétrique (par exemple profilé en Z — forme justement la plus courante), celui-ci risquerait de « vriller » au cours de l'opération et d'être inutilisable. On évite très simplement ce risque en opérant sur un profilé de section double, obtenu en complétant par symétrie la section désirée : il suffit après cintrage de scier ce profilé symétrique par le milieu pour obtenir d'un seul coup deux exemplaires (1) du profilé dissymétrique désiré (exemple : cerces de coque circulaires de l'Amiot 351-354).

Ce procédé, largement employé par exemple dans la fabrication du fuselage du bimoteur léger allemand Siebel 204, évite à la fois la dépense d'un outillage considérable, les chutes, et le volant de matières nécessaire, au prix d'un temps de fabrication évidemment un peu plus élevé, et d'un débit un peu moindre.

Le bilan est donc à faire dans chaque cas suivant l'importance de la série à obtenir (cf. 5,403), mais on voit que cette décision devrait être prise *avant même le dessin des pièces*, puisque celui-ci sera très différent selon que le couple en question devra être fabriqué à partir d'un profilé cintré ou obtenu directement à partir de la tôle. En particulier, dans le premier cas, l'âme du couple devra évidemment être de hauteur constante sur tout le pourtour, ce qui n'est pas nécessaire dans le second cas, où l'on aura souvent tendance à dimensionner cette hauteur selon la résistance à obtenir et surtout à profiter de la commodité offerte par la presse pour faire venir avec le couple, dès l'origine, un certain nombre d'appendices ou menus supports répondant à des commodités d'aménagement.

Un cas particulier intéressant de ce procédé est fourni par la construction géodésique Vickers, dans laquelle d'ailleurs le profilé de base, dont la section est une sorte de  $\Sigma$ , est cintré « dans l'espace » selon une courbe gauche, au moyen de machines à galets universelles donnant la forme exacte au moyen de conformateurs mis en place à la demande par l'introduction préalable de formes-étalons à reproduire.

(1) A noter que ces deux exemplaires sont symétriques l'un de l'autre par rapport à un plan (perpendiculaire à l'axe longitudinal de l'avion, s'il s'agit de couples de fuselage). Pour qu'ils soient tous deux utilisables, il faut que le couple comporte au moins un autre plan de symétrie (plan vertical de symétrie de l'avion, dans l'exemple cité) : alors les deux exemplaires doublement symétriques deviennent identiques.

## 5,3 - TRAVAIL DU BOIS

### ,31 PROCÉDÉS DE MISE EN ŒUVRE

Nous laisserons de côté ici le travail tout à fait courant du bois tel que dégauchissage, rabotage, toupillage, etc..., bien connu par la pratique courante de nombreuses industries. Nous ne parlerons que du travail particulier à l'industrie aéronautique, sans revenir sur la question des assemblages déjà vue en 4,721.

#### ,311 Formage - Moulage.

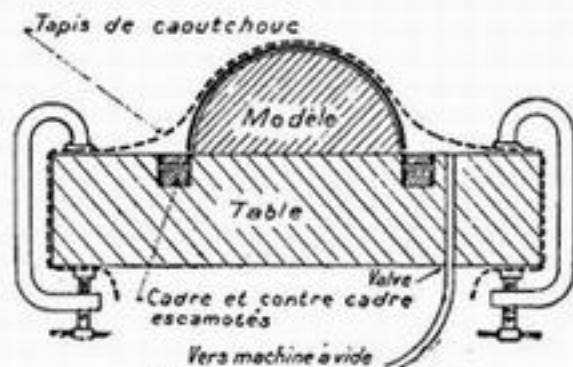
,311.1 Comme nous l'avons vu en 4,125, différents procédés ont été mis au point pour la réalisation de revêtements travaillants de forme quelconque en bois.

Nous avons mentionné le procédé Brodeau pour lequel on commence par constituer un moule représentant en creux la forme du revêtement à obtenir.

On place dans ce moule les couches de contreplaqué qui doivent constituer le revêtement extérieur, après l'avoir mouillé au besoin pour l'assouplir. Cette opération se fait à l'eau froide lorsque le contreplaqué est mince ou la courbure relativement faible, à l'eau chaude si le résultat à atteindre est plus difficile. On fait ensuite sécher sur un modèle de forme avant d'incorporer à la structure. Ensuite, on installe une couche de matière neutre (chutes de liège), destinée à tenir l'écartement, puis une couche de contreplaqué intérieure qui, avec les précédentes, donne un ensemble de grande épaisseur, donc présentant beaucoup d'inertie et une bonne rigidité locale.

,311.2 Dans le procédé Pleyel ne figure pas de matière inerte. D'autre part, on n'utilise pas du contreplaqué tout fait, mais on le constitue en quelque sorte sur place en partant de placages de bois déroulé, qu'on prépare en les découpant, d'après une épure préalable, comme des éléments plus ou moins grands de surfaces développables, approchant le plus possible la forme de la pièce finie. Ce procédé n'est pas sans une certaine ressemblance de principe avec celui décrit en 4,322.1 (voir figure correspondante) et qui était utilisé autrefois pour la construction des coques en tulipier. Mais le procédé Pleyel est à ce procédé ancien à peu près ce qu'est, pour le métal, le procédé de formage à la presse par rapport au chaudronnage à la main.

La réalisation d'un caisson comporte les opérations suivantes (v. fig. 5,311.2 A). On pose sur une table un modèle donnant la forme du caisson désiré, et sur lequel on dispose des feuillettes de bois de moins d'un millimètre d'épaisseur. Les feuillettes au contact ont leurs fibres croisées à 45°. Chacun est taillé en biseau sur les bords,



Procédé Pleyel

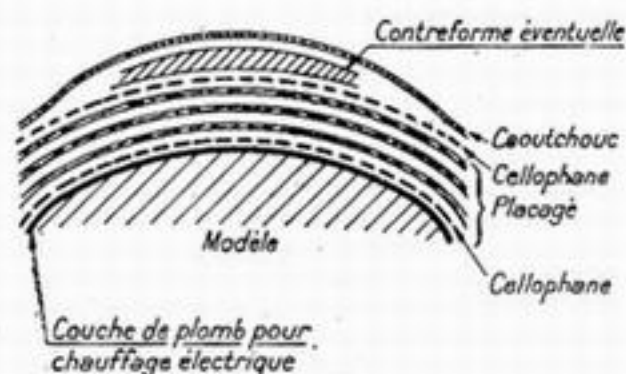
Fig. 5,311.2 A.



de façon à s'assembler avec le voisin par collage. Ils sont complètement enduits de colle.

On utilise quelquefois, pour les formes simples (cylindriques par exemple) un cadre sur lequel les feuilletés sont préparés à plat et recouverts par un contre-cadre destiné à leur donner un certain serrage. On descend ensuite l'ensemble sur le modèle. Lorsque le revêtement a épousé entièrement la forme du modèle, on fait descendre le cadre dans une rigole où il s'escamote; le modèle coiffé des placages de bois est alors entièrement dégagé.

On le recouvre d'un tapis de caoutchouc qui en épouse tout d'abord approximativement la forme. On exerce par des presses à bois ordinaires un certain



### Procédé Pleyel

Fig. 5,311.2 B. Procédé Pleyel (suite).

serrage sur les pans de ce tapis qui retombent aux bords de la table — ceci pour éviter la rentrée de l'air au début; ensuite une valve permet de faire le vide progressivement sous le tapis de caoutchouc, qui s'applique totalement sur la surface, et la pression atmosphérique maintient tous les placages en place pendant le temps du séchage. Des couches de cellophane sont disposées de part et d'autre de l'ensemble à coller, afin d'éviter les adhérences intempestives au modèle et au tapis (voir fig. 5,311.2 B). De plus des contrefor-

mes peuvent être disposées entre le placage et le tapis de caoutchouc aux endroits où les angles seraient éventuellement trop vifs, afin de les adoucir et d'éviter les déchirures du tapis, qui se distend énormément.

Le séchage peut être fait à la température ordinaire en 8 ou 9 heures. On peut aussi réchauffer électriquement le moule qu'on peut revêtir à cet effet d'un revêtement conducteur en plomb. En réchauffant à 70 degrés on fait tomber le temps de travail à 3/4 h.

On obtient ainsi un ensemble très compact, homogène et très rigide.

5,311.3

Enfin, l'Arsenal Aéronautique a mis au point un procédé de formage à la presse des revêtements non développables en contreplaqué, dont le principe est assez analogue à celui du procédé Pleyel, mais on utilise, au lieu de la pression atmosphérique, celle de la distribution d'eau de la ville, qu'on fait déboucher dans une fosse sous le tapis de caoutchouc (la disposition du modèle est renversée par rapport au procédé Pleyel) au moment où l'on désire mettre sous presse le placage en vue de sa mise à la forme et de son collage.

5,312

### Artifices destinés à changer les caractères naturels du bois.

Nous avons vu en 4,723 que le bois, par suite de son manque d'homogénéité et de sa très faible densité, se prête mal à la transmission d'efforts concentrés.

On a cherché à y remédier en lui donnant une préparation préalable, qui peut être soit mécanique soit physico-chimique. Au premier cas correspond le traitement par simple compression ou laminage, qui rappelle un peu l'écroutissage des métaux; au second correspondent les imprégnations à chaud, qui rappellent certains traitements thermiques ou mieux — mais avec pénétration à cœur — certains traitements superficiels des métaux par absorption de constituants extérieurs, comme la nitruration ou la cémentation.

Nous n'avons pas à entrer ici dans le détail de ces questions qui débordent le cadre de cet ouvrage. Signalons simplement qu'on a cherché dans des voies très diverses, telles que :

— bois lamellés comprimés, se rapprochant de la structure lamellaire courante déjà indiquée en 4,122.21 pour les semelles de longeron, mais avec cette particularité que les épaisseurs de lamelles sont beaucoup plus faibles (de l'ordre du millimètre au maximum) et que leur assemblage se fait à la bakélite (tego-film) sous une forte pression; ce procédé est appliqué industriellement, par exemple, dans la construction des avions allemands Fieseler « Storch »;

— compression du bois ou même laminage (procédé en cours de mise au point à l'Atelier d'Études Aéronautiques) pour améliorer l'homogénéité, notamment des bois de pays, et relever les caractéristiques mécaniques (de 20 à 40 % selon les essences) au prix d'ailleurs d'une augmentation à peu près proportionnelle de la densité;

— densification et imprégnation au moyen de diverses résines (actuellement surtout bakélite) pour améliorer les caractéristiques mécaniques — simultanément on diminue considérablement l'absorption d'eau (1).

Cette imprégnation peut se combiner avec la compression à des degrés différents : le procédé Durisol consiste à imprégner peu mais à comprimer fortement (de l'ordre de 150 à 200 k/cm<sup>2</sup> — réduction d'épaisseur de l'ordre de la moitié — densité obtenue : 0,9 à 1) tandis que le procédé Permali, déjà mentionné en 4,014, consiste à comprimer moins mais à imprégner beaucoup plus fortement, donnant ainsi un matériau nouveau, de densité nettement plus forte (1,2 à 1,5) s'usinant comme les métaux légers, présentant des résistances en traction et en compression intéressantes (de l'ordre de 13 et 30 kg/mm<sup>2</sup>) et susceptible de prendre un poli remarquable. Ce matériau est utilisé par exemple dans la construction de pales d'hélices à pas variable, soit taillées entièrement dans le permali, soit constituées par un pied de pale en lamelles de permali, occupant d'abord toute la section, mais décroissant ensuite en épaisseur pour se fondre progressivement dans le reste de la pale avec des lamelles de bois ordinaire (plus léger) auxquelles elles sont intimement collées, comme nous l'avons vu en 4,014, par l'opération même qui donne sa réalisation définitive à l'imprégnation, car dans l'état actuel de la technique, le collage ultérieur de ces matériaux n'est pas encore au point. Une telle technique pourrait évidemment être employée pour permettre de concentrer les efforts aux points d'attache d'une structure d'aile en bois qu'on voudrait rendre démontable.

## 5,32 COMPARAISON AVEC LE TRAVAIL DES MÉTAUX

5,321 Le travail du bois présente beaucoup moins de variété que celui des métaux, puisqu'il manque au bois les éléments de souplesse industrielle remarquables conférés aux métaux par leur plasticité. Le bois, en effet, ne connaît ni l'état liquide (pas d'équivalent à la fonderie), ni l'écoulement plastique dû à la ductilité à haute température (pas d'équivalent au forgeage, au filage, etc...).

Les seuls procédés de mise en œuvre du bois qui rappellent un peu certains procédés faisant appel à la plasticité du métal sont le cintrage à chaud (à la vapeur) où l'on peut avoir une analogie lointaine avec le forgeage des métaux, et quelques

(1) Ce point serait susceptible d'intérêt pour les parties en bois trempant dans l'eau en permanence telles que les coques d'hydravions. D'autre part, il permet de supprimer les peintures (pales d'hélices; par exemple).

transpositions du travail à froid des métaux telles que, pour le formage à la presse : les procédés Pleyel et Arsenal — et pour l'étirage à froid ou l'écrouissage : les bois comprimés ou laminés.

5,322 En contrepartie, le travail du bois présente par rapport à celui des métaux l'avantage d'être beaucoup plus simple et même plus rudimentaire.

5,322.1 Le principal bénéfice provient de l'absence du rivetage. La réalisation de revêtements en contreplaqué par exemple, ne comporte pas de perçage (ni par conséquent de contre-perçage), en quoi elle rappelle plutôt le travail des tôles soudées<sup>(1)</sup> que celui des tôles rivées. La mise en œuvre du contreplaqué présente d'ailleurs par rapport à celle des tôles un certain nombre d'importantes simplifications de principe : elle ne saurait comporter par exemple (sauf un peu en procédé Pleyel ou Arsenal) ni bords tombés; ni nervurages; elle nécessite beaucoup moins de raidissage, la susceptibilité au plissement local étant moindre que pour le métal à cause des épaisseurs plus fortes, ainsi qu'il a été dit en 4,012.213. Pratiquement, elle ne comporte à peu de choses près que des opérations de débit ou de détourage.

5,322.2 Le travail des pièces massives en bois est également beaucoup plus simple que celui des pièces correspondantes en métal, puisque les formes à réaliser sont elles-mêmes plus simples, en raison :

— de la densité plus faible du matériau, grâce à laquelle il devient inutile de raffiner sur la recherche de la légèreté et par conséquent de pratiquer tous les amincissements, allégements, évidements, etc... qui sont souvent nécessaires à la construction métallique et qui d'ailleurs ici seraient nuisibles en coupant les fibres;

— des risques de flambages locaux nettement moindres, en raison des épaisseurs plus fortes : on se trouve dispensé par là dans les sections des pièces en bois des complications de dessin, et donc d'exécution, auxquelles on s'astreint dans le cas du métal pour cette raison de flambage local : on rappelle ce qui a été dit en 4,112.421 au sujet des profilés à boudins, du roulage des bords libres des profilés, etc...

5,322.3 Cependant, si l'usinage du bois est plus facile et plus rapide que celui du métal, son assemblage — quoique également plus simple — est beaucoup plus lent, à cause de la technique particulière du collage et du séchage.

Les semelles de longerons en lamelles collées, par exemple, exigent pour leur collage des bâtis de montage assez perfectionnés pour la mise en place exacte des lamelles. Et lorsque l'ensemble est serré pour le séchage par toute une batterie de presses à bois, la colle qui se met à ressuer de tous les joints bave le long des flancs, qu'elle recouvre d'une carapace imperméable à l'air, laquelle arrête pratiquement le séchage ou le ralentit à tel point qu'il peut immobiliser les semelles pendant 8 jours sur leurs montages. D'cù la mise au point de techniques particulières de séchage à l'air chaud, délicates aussi à employer pour éviter les déformations et gondolages.

(1) Sauf cependant la durée du séchage...



## 5,4 - OUTILLAGE SPÉCIALISÉ

Dans ce qui suit, nous nous efforcerons de dégager, chaque fois que ce sera possible, des principes généraux s'appliquant aussi bien à la construction bois qu'à la construction métallique. Cependant, sauf indication contraire, dans les exemples que nous donnerons ou dans les expressions que nous emploierons, nous aurons plutôt présente à l'esprit la construction métallique, pour laquelle les questions d'outillage offrent à la fois le plus de complexité et le plus de possibilités.

### 5,40 - GÉNÉRALITÉS

#### 5,401 Définitions (1).

On appelle habituellement « outillage spécialisé » l'ensemble des moyens industriels qu'il est nécessaire de créer spécialement pour l'exécution d'une commande, et qui, la commande soldée, est inutilisable à d'autres fins.

Ils répondent à une nécessité technique lorsque l'exécution correcte de la fabrication est matériellement impossible sans la création de tels appareillages, à une nécessité industrielle lorsqu'il s'agit de tirer un bon rendement de moyens industriels généraux existants.

Les outillages spécialisés comprennent :

— Pour les pièces mécaniques (ferrures, pièces massives telles que semelles de longerons, etc.) des appareillages spéciaux permettant d'adapter les machines-outils livrées par le commerce à un travail d'usinage bien déterminé. Sous cette rubrique entrent évidemment d'abord les outils eux-mêmes, dans la mesure où il ne s'agit pas d'outils standard (fraises de forme, etc...), puis les appareillages d'adaptation intéressant le fonctionnement propre de la machine (transformation provisoire d'une machine universelle en une machine spécialisée en réalisant certaines liaisons entre ses éléments mobiles), enfin les appareillages de positionnement des pièces sur les machines, évitant pour un travail identique d'avoir à reprendre les réglages.

Le travail d'usinage que comporte une fabrication d'avions n'excède pas, en soi, les possibilités d'un atelier bien équipé. De bonnes machines universelles doivent permettre, si l'avion n'a pas été compliqué à plaisir, d'assurer tous les travaux d'usinage courant nécessaires. Si nous laissons de côté le cas de quelques outils de forme, l'emploi d'appareillages spéciaux n'est donc pas intrinsèquement nécessaire, comme il l'est pour une fabrication de moteurs. On s'en passe d'ailleurs généralement dans une fabrication prototype. Il est par contre indispensable d'en envisager l'emploi dès qu'il y a un problème de production à résoudre. Nous verrons pour quelles raisons.

(1) Ce paragraphe est emprunté, ainsi qu'une partie du suivant, à une étude due à l'Ingénieur Espéret du S.T. Aé.

5,401.2

— Pour le travail des tôles, des outils d'emboutissage, d'étirage, découpage, pour presses, moutons, bancs à étirer, etc. Là encore il s'agit de moyens industriels justifiés par des considérations de production en série, et dont on se passe pour la réalisation d'avions prototypes ou de petites séries, en utilisant plutôt les catégories d'outils suivantes :

— Formes de cambrage, chaudronnage, etc... permettant de donner aux pièces chaudronnées, la forme désirée, souvent compliquée. Ce sont des formes en bois au stade prototype, des formes en métal pour les petites et moyennes séries. Le travail de formage à main doit être remplacé dans toute la mesure du possible par le travail à la presse, dès qu'il s'agit de réaliser un grand nombre d'exemplaires identiques.

— Outillages de traçage, sciage, perçage, grignotage, etc..., et toutes formes à reproduire, souvent fort simples au stade prototype, évitant de reprendre le tracé, chaque fois que le même travail est à faire.

5,401.3

— Pour l'assemblage, des outillages ou bâtis de montage, permettant de placer correctement les divers éléments de l'avion à tous les stades de réalisation, en vue de leur assemblage inamovible. Ces outillages peuvent d'ailleurs comporter certaines parties standard (gros œuvre, supports, etc...), dont nous reparlerons ci-après en 5,413.2.

— Éventuellement, des machines spéciales : riveuses spéciales, fraiseuses spéciales, etc... Un avion bien conçu au point de vue industriel ne doit pas nécessiter la création de telles machines. On en viendra peut-être là si les cadences de production atteignent les cadences connues dans l'automobile. L'objet devra être alors de réaliser la production dans les meilleures conditions, non de faire face à une difficulté de réalisation.

5,401.4

Sans qu'il s'agisse vraiment d'une catégorie spéciale, puisque ce sont souvent de simples dépendances des bâtis de montage, nous devons faire une place à part à ce qu'on pourrait appeler les outillages de commodité. Nous voulons parler des échafaudages, fosses, estrades, sièges, étagères, tablettes, casiers et garde-fous qu'on peut et qu'on doit installer pour éviter à l'ouvrier tout risque, toute fatigue et toute dépense d'énergie ou d'attention qui ne soit pas nécessitée par l'opération même à accomplir, et pour qu'il se trouve toujours à l'aise dans son travail, ayant sous la main les outils et les pièces qui lui sont nécessaires. Ces outillages ou parties d'outillages n'ont aucun contact avec l'objet à fabriquer, et n'ont pas d'autre but que la commodité du travail de l'ouvrier.

Ils ont été trop souvent négligés jusqu'à présent : à condition de rester dans des proportions raisonnables, ils sont un facteur non négligeable du rendement.

A titre d'exemple, on peut citer deux réalisations de la S. E. C. M. : la passerelle-ascenseur servant au rivetage des revêtements de l'Amiot 351-354, dont nous reparlerons en 5,411.22 (v. photo N° 47), et une sorte de chariot, comportant également un système élévateur, permettant de peindre aisément tout l'extérieur d'un fuselage terminé avec deux ouvriers seulement (un sur chaque flanc), circulant autour de l'appareil et se plaçant à volonté à la hauteur nécessaire. C'est dans le même but d'ailleurs que les bâtis de montage sont souvent rendus basculants, pour accéder successivement avec aisance aux deux faces de l'ensemble en construction, ou même à l'intérieur d'un fuselage comme le montre l'exemple de la photographie n° 46, encore choisi dans la fabrication de l'Amiot 351-354 à la S. E. C. M.

5,402

Buts généraux.

Rappelons d'abord les buts principaux que doivent chercher à atteindre les outillages, et d'ailleurs d'une façon générale l'organisation de la fabrication de série (1).

5,402.1

Le premier but de l'outillage spécialisé est de permettre certaines opérations de fabrication ou de montage qui seraient sans lui pratiquement impossibles. Cependant, comme nous l'avons vu, la structure d'un avion bien conçu est réalisable techniquement avec les moyens nets d'un atelier mécanique bien équipé. Sont seulement indispensables en supplément quelques formes de chaudronnerie, et d'autre part, des chantiers d'assemblage et de montage qui peuvent être simples. Certains outillages spécialisés sont donc sans doute *techniquement* indispensables : ce sont ceux qu'on est obligé de faire pour réaliser un prototype. Mais leur nombre est réduit. Les investissements qu'ils représentent sont faibles.

5,402.2

Un deuxième but de l'outillage spécialisé est de faciliter le travail : il élimine les dessins de l'atelier, supprime les tracés, relevés de cotes, etc... et permet ainsi le recours à une main-d'œuvre de qualité moyenne, donc peu rare et bon marché, ceci d'autant mieux qu'il est plus perfectionné. Il facilite particulièrement la *mise en place* des pièces, qui devient à la fois rapide, précise et sûre (élimination des erreurs et omissions possibles).

Corrélativement, à égalité de perfection technique du travail fourni, il fait gagner du temps, à un point tel d'ailleurs que pour un certain développement de l'outillage spécialisé, la comparaison est hors de propos. Une presse commandée par un ou deux manœuvres spécialisés débite, une fois réglée, vingt à cent fois plus vite, voire davantage, qu'un excellent chaudronnier.

L'outillage spécialisé, au prix d'une certaine dépense, augmente donc le rendement industriel de la main-d'œuvre et des machines.

5,402.3

Enfin l'identité des fabrications est mieux assurée — encore que ce résultat, comme son corollaire l'interchangeabilité, ne découle pas aussi automatiquement qu'on le croit souvent de l'emploi même d'une machine ou d'un outillage, et réclame une étude soigneuse de la question. Nous le verrons plus en détail en 5,522.2.

Mais l'identité est à rechercher pour elle-même. Il est courant d'entendre les pilotes d'une escadrille déclarer que tel avion est un « lion » ou tel autre un « veau ». Cependant ce sont des appareils d'une même série. L'observation détaillée d'une chaîne de montage fait apparaître sur certaines cotes des différences de quelques centimètres qui expliquent bien des choses — car rien ne prouve a priori que deux profils d'ailes, par exemple, de cotes voisines aient des caractéristiques aérodynamiques voisines.

5,403

Volume des outillages de série.

Pour la série, le problème n'est pas de définir le minimum d'appareillages auxiliaires nécessaires pour que la réalisation d'un avion soit *possible*.

Le problème se pose toujours de la manière suivante : construire un nombre d'exemplaires donné du même matériel dans un temps déterminé, avec des

(1) En effet l'outillage est un des facteurs principaux de la réalisation de ces buts, mais il n'est pas le seul : l'ordre de succession des opérations y joue également un rôle, comme nous le verrons plus loin, et dans une certaine mesure, le mode de magasinage et les transports intérieurs de l'usine.



moyens généraux (installations, machines, main-d'œuvre) déterminés, et au prix de revient le plus bas.

Comment, à ces divers points de vue, se présente le recours aux outillages spécialisés ?

En contre-partie des avantages revendiqués ci-dessus au titre de leurs buts généraux, ceux-ci ne sont pas en effet sans présenter quelques inconvénients : il faut un bureau d'études pour les concevoir, de la matière première, du temps et de l'argent pour les faire, d'autant plus qu'ils sont plus perfectionnés.

#### 5,403.1 *Cadence.*

En période de mobilisation industrielle, ou en temps de guerre, l'argent ne compte pas, seul le temps compte : la cadence prime tout. Dès que la cadence à atteindre dépasse quelques dizaines de tonnes par mois, les avantages du perfectionnement industriel qu'apporte la multiplication des outillages spécialisés au delà du minimum indispensable, l'emportent sur ses inconvénients. Le développement à donner à l'outillage est un compromis d'où son prix de revient est pratiquement exclu, et dans lequel entrent seulement d'une part les délais qu'il faut pour son étude et sa réalisation, d'autre part le gain de temps qu'il apportera une fois fait.

#### 5,403.2 *Économie.*

En temps de paix au contraire, notamment pour des séries d'avions commerciaux, le prix de revient reprend une importance essentielle, et une question se pose au sujet de l'adaptation des moyens à la fin poursuivie.

#### 5,403.21

En effet, il ne faut pas oublier que le prix de l'avion terminé ne comprend pas seulement un prix de matières et un prix de main-d'œuvre, mais aussi l'amortissement des outillages. Or, le prix de main-d'œuvre décroît lorsque les outillages augmentent, mais il faut regarder de près l'allure de cette décroissance : l'opération ne reste payante que dans la mesure où la part d'amortissement des outillages à imputer à chaque avion n'augmente pas plus vite que l'économie de main-d'œuvre. Tout accroissement des outillages au delà de ce seuil est un luxe inutile, qu'il n'est malheureusement pas rare de rencontrer, car ceux qui conçoivent les outillages ont autant de peine que les autres à résister à la tentation de travailler « pour l'amour de l'art ».

Il faut dire que le volume optimum des outillages est très difficile à situer exactement, parce qu'il dépend étroitement, comme l'amortissement lui-même, de la cadence (pour tous les outillages) et du nombre total d'avions à fabriquer (pour les outillages de pièces élémentaires : outils de presse par exemple). Or ces données essentielles n'étaient — du moins jusqu'à présent en France — jamais connues, même en ordre de grandeur, lors de la passation des premières commandes et donc de l'établissement des outillages.

#### 5,403.22

Signalons incidemment que des questions tout à fait étrangères à la fabrication peuvent quelquefois venir fausser le problème : par exemple le mode de décompte des frais généraux, si le client (État) cherche à rémunérer ceux-ci sans analyser d'assez près les conséquences au point de vue de l'outillage. Qu'on paie ou non séparément l'établissement des outillages ne change rien à certains abus qui peuvent naître dans leur emploi — et, par contre-coup, dans l'évaluation du volume à leur donner.

Pour faire comprendre comment on peut être ainsi conduit à les minimiser,

et l'importance en pareil cas d'enquêtes serrées sur l'assiette des frais généraux, prenons un exemple volontairement très grossier pour être plus parlant.

Les frais généraux sont souvent fixés à un pourcentage du prix de main-d'œuvre. Prenons le prix de revient d'une vis :

— exécutée au tour parallèle : 10 minutes — si les frais généraux sont rémunérés à 150 %, le prix est : 25 minutes d'un tourneur professionnel;

— fabriquée au tour automatique : 10 secondes — si les frais généraux restent rémunérés à 150 %, le prix est : 25 secondes d'un manœuvre spécialisé beaucoup moins payé que le précédent.

Si l'on prenait le cas d'une nervure chaudronnée à la main ou fabriquée à la presse, l'écart pourrait être encore plus considérable.

Dans des cas de ce genre, si l'État ne fait pas les frais de la constitution de l'outillage, et considère que celui-ci doit être inclus dans les frais généraux, l'industrie n'ayant en général qu'un penchant modéré pour la philanthropie, l'outillage en question ne sera évidemment pas constitué. Mais même si l'État le paie, ce qui est le cas général en France pour la fabrication des avions, la mise de fonds a beau être épargnée à l'industriel, le manque à gagner reste tel que l'encouragement à la constitution de cet outillage se révèle plutôt maigre.

5.403.3

L'étude détaillée de ces questions déborde le cadre de cet ouvrage. Notons simplement qu'il y a plusieurs façons de concevoir un outillage de série pour un avion donné.

Cependant, certains principes restent valables en toute hypothèse. Il est certain par exemple que, parmi les réductions possibles du temps de fabrication, il en est de presque « gratuites », qui entraînent très peu d'augmentation d'outillage. On serait évidemment impardonnable de ne pas les rechercher. Or, il y a là déjà un champ de recherches très vaste.

Indiquons enfin, pour rester dans le domaine que nous nous sommes fixé et qui est celui de l'étude des avions eux-mêmes, que le choix des matériaux employés dans la construction est, là encore, un élément essentiel de la question, car il a beaucoup d'influence sur l'importance de l'outillage à constituer (tant chez l'avionneur lui-même que chez ses façonniers; matriciers, fondeurs, etc...) et sur la cadence de débit possible de cet outillage. Ce choix est parfois fait à la légère ou d'après des préférences irraisonnées; il y a pourtant là matière à des réflexions très sérieuses, non seulement au point de vue technique pur, mais aussi au point de vue de la fabrication.

## 5.41 - OPÉRATIONS D'ASSEMBLAGE

Il y aurait beaucoup à dire sur les outillages, mais cela sortirait du cadre que nous nous sommes imposé, et nous devons renvoyer le lecteur aux ouvrages spécialisés, et très particulièrement au Cours professé par M. Vinsonneau à l'École Nationale Supérieure de l'Aéronautique.

Laissant délibérément de côté les outillages de fabrication des pièces primaires, nous dirons cependant un mot des opérations d'assemblage, qui avec les opérations d'équipement dont elles sont indissociables représentent à peu près les  $\frac{3}{4}$  du temps total de fabrication d'un avion, et qui peuvent donner lieu à des réflexions générales sur la conception de la structure.

Sans parler pour le moment de l'assemblage entre eux des ensembles partiels démontables (voilure — souvent en plusieurs tronçons — fuselage, empennages, gouvernes, atterrisseurs, etc.) sur lesquels nous reviendrons en détail en 5.5,

nous étudierons d'abord l'assemblage initial, généralement indémontable, qui permet de constituer ces ensembles partiels à partir des pièces élémentaires.

Quoique certaines de nos observations s'appliquent à tous les modes d'assemblage élémentaire, et notamment à la soudure, nous nous placerons surtout dans le cas, de beaucoup le plus répandu encore aujourd'hui, du rivetage dont nous commencerons par faire un examen plus détaillé sous l'angle de la fabrication.

5,411

## ETUDE SPÉCIALE DU RIVETAGE

Les rivets sont des pièces qui travaillent au cisaillement <sup>(1)</sup> : il est donc nécessaire, pour la transmission correcte des efforts, qu'ils soient parfaitement ajustés dans leur trou. Notons en passant que cette obligation rendrait leur pose extrêmement laborieuse au point de vue industriel s'il n'y avait cette circonstance heureuse que lors de l'écrasement la tige se gonfle, et que par conséquent le trou doit être percé légèrement au-dessus de la cote nominale du rivet, dont l'introduction est grandement facilitée. Mais il reste l'obligation impérieuse de mettre en parfaite concordance les alésages des deux pièces à réunir. Il se pose donc un important problème de perçage.

5,411.1

### Méthode de la grille.

Pour les ensembles plans, comme les nervures par exemple, la question ne présente pas de difficulté : il suffit de percer d'un même coup les pièces à assembler (âme de la nervure et raidisseurs par exemple) au moyen d'une grille de perçage unique apposée sur l'outillage de montage.

Ce procédé conduit à l'économie maximum d'outillages de perçage, puisqu'il ne demande qu'un seul de ces outillages pour toutes les pièces à réunir, mais il conduit à multiplier les outillages de première opération d'assemblage, qui restent plus longtemps occupés de ce fait, ce qui présente des inconvénients comme nous le verrons ci-après en 5,412.1.

La difficulté commence pour les assemblages galbés, en particulier s'ils ne sont pas développables et supposent par conséquent des tôles ayant subi un formage : on peut citer par exemple le rivetage d'un revêtement sur une carcasse de fuselage.

Dans ce cas, l'usage d'une grille de perçage comme précédemment reste théoriquement possible, mais il suppose un outillage extrêmement rigide et précis, pour que le positionnement de l'ossature, assuré par les pièces internes du montage, reste en correspondance rigoureuse avec les lignes de perçage définies par la grille qui viendra se rabattre par-dessus. Dans la pratique, ce procédé soulève des difficultés souvent insurmontables : à moins de multiplier beaucoup le nombre des points par lesquels les éléments intérieurs sont saisis, c'est-à-dire de compliquer terriblement l'outillage de montage, ces éléments intérieurs « nagent » par rapport à leur position théorique, et les perçages ne sont plus centrés. La difficulté maximum se présente lorsque les éléments intérieurs ne sont plus des pièces simples, mais sont eux-mêmes des ensembles partiels composés d'éléments rivés, ayant subi par conséquent de légères déformations imprévisibles. On est alors conduit à envisager d'autres méthodes.

(1) En réalité, lorsqu'ils sont convenablement serrés, ce qui est souhaitable, les efforts se transmettent plutôt par frottement intéressant de larges portions des faces de tôle en contact — mais à la moindre imperfection du travail cet avantage est perdu : on ne peut donc y compter, et l'on est obligé de s'en tenir au cisaillement de la tige, qui représente l'hypothèse la plus pessimiste.



5,411.2 Contreperçage.

La méthode la plus simple et la plus répandue est le contreperçage qui consiste à percer d'avance les éléments de l'ossature, et à s'en servir ensuite comme gabarits de perçage pour le revêtement, qu'on apporte non percé sur le bâti de montage.

5,411.21 Si l'on peut accéder facilement à l'intérieur de l'ensemble à assembler, ce procédé est techniquement correct et satisfaisant — d'où l'avantage considérable des constructions en demi-coquilles dont nous avons déjà parlé en 4,111.421.4 et 4,312.25.

Cette méthode entraîne une opération de perçage de plus que la précédente, mais sans exiger d'outillage supplémentaire correspondant puisque ce sont les pièces elles-mêmes qui en tiennent lieu. De plus, le premier montage d'assemblage n'a pas besoin d'être aussi complexe : un léger flottement des éléments d'ossature moins bien saisis est sans inconvénients, puisqu'ils définissent eux-mêmes leur position sur le revêtement. Par contre, le trou de rivet coûte plus cher, l'exécution à partir d'un premier perçage dans une pièce d'ossature étant moins commode et moins rapide qu'à partir d'un outillage de perçage.

5,411.22 Malheureusement, il arrive souvent qu'on ait affaire à des régions de l'avion dont l'intérieur n'est pas accessible. On est alors obligé de percer du dehors, et pour cela de mettre en évidence à l'extérieur de la tôle, l'emplacement des trous des pièces intérieures de l'ossature. Ceci se fait en général par des procédés d'une grossièreté difficilement admissible : par exemple, un simple « tas » muni d'une pointe mousse qu'on promène à l'intérieur d'un trou de rivet à l'autre, où il reçoit chaque fois un léger coup de marteau. Le résultat ne peut avoir que la précision du procédé employé, c'est-à-dire que les trous ne sont jamais exactement en face les uns des autres : il est alors nécessaire que les trous intérieurs soient percés *très au-dessous* de la cote nominale pour que le contreperçage puisse à coup sûr les englober dans le trou définitif.

5,411.3 Méthode du « trou pilote ».

Une autre méthode, assez en honneur dans les constructions navales, est celle qu'on peut appeler la méthode du « trou-pilote ». Elle consiste à percer séparément tous les éléments, y compris les revêtements, la coïncidence entre les perçages étant garantie par celle d'un trou servant d'origine pour chaque ligne de rivets, très soigneusement positionné à partir de bases de référence rigoureuses, la suite du perçage étant exécutée à l'espacement convenable à l'aide d'un outillage positionné sur la pièce par le « trou-pilote ».

On voit toute la difficulté d'application de ce procédé, qui demande beaucoup d'ingéniosité chez le traceur, puisque en particulier le pas du rivetage n'est pas rigoureusement le même sur les pièces extérieures et sur les pièces intérieures, dont les développements diffèrent à cause de la courbure. Cependant, avec beaucoup d'habileté professionnelle et des vérifications expérimentales, le procédé est possible.

Il exige un outillage de perçage de plus que les deux précédents. En revanche, il encombre beaucoup moins longtemps les premiers montages d'assemblage, et permet d'en réduire le nombre, ce dont nous verrons tout l'intérêt en 5,412.1. Le nombre d'opérations est le même que dans le cas du contreperçage, mais une fois les outillages réalisés, le trou revient moins cher, car son exécution est, comme nous l'avons vu, plus rapide.

#### 5.11.4 Réalésage des trous.

Dans le procédé de la grille et dans le *vrai* (1) contreperçage, le rivetage peut théoriquement être fait aussitôt après le passage du foret, si l'on a pris soin de préparer préalablement tout ce qu'il faut pour le rivetage : pièces élémentaires déjà peintes, interposition de joints éventuels d'étanchéité (voir plus loin en 11,221.31).

Mais il est rare qu'on puisse opérer ainsi. Les dilatations dues au rivetage font légèrement varier l'espacement des trous au cours de l'opération, surtout pour les tôles de grande longueur. Aussi, pour obtenir des trous bien ajustés, on fait en général un premier perçage à une dimension d'avant-trou légèrement inférieure à la cote finale, puis ensuite, au fur et à mesure du rivetage, on repasse tous les trous au foret à la cote nominale. Ce réalésage devient indispensable dans le cas de la méthode du trou pilote, avec laquelle la coïncidence des trous, pour bonne qu'elle soit, n'est jamais rigoureuse.

Peu importe d'ailleurs, car il s'agit le plus souvent de la fixation d'un revêtement par rivets noyés : la nécessité d'embreuer la tôle après perçage introduit de nouvelles déformations et vient mettre les trois méthodes sur le même pied à cet égard en imposant partout le réalésage. Notons d'ailleurs que cette opération d'emboutissage, si elle se fait à la main, nécessite deux ouvriers et coûte 0,5 à 0,6 minute. Le même travail, réalisé sur une machine pneumatique fixe convenablement équipée, coûte environ 0,3 minute.

#### 5.11.5 Choix de la méthode de perçage.

Il n'y a pas de règle fixe pour le choix d'une méthode ou de l'autre, qui reste affaire de cas particuliers. On peut cependant dire *en gros*, d'après les principes qui viennent d'être énoncés que :

— la méthode de la grille sera souvent la plus indiquée pour des assemblages d'ensembles plans, tels que nervures, longerons, couples de fuselage, etc...;

— la méthode du contreperçage véritable reste à préconiser pour les ensembles galbés d'accès facile, tels que : ailes d'intérieur accessible (caisson pour en demi-coquilles, ou premier revêtement d'un caisson interlongeron) ou fuselages-coques réalisés en demi-coquilles, fuselages monoblocs de grandes dimensions, etc...;

— la méthode du trou pilote serait à préférer, sous réserve qu'on dispose du personnel qualifié nécessaire, pour le revêtement des parties plus ou moins inaccessibles de l'intérieur telles que : certains bords d'attaque, caissons d'étambot, empennages de petites dimensions non réalisés en demi-coquilles, etc...

#### 5.11.6 Pose du rivet.

La pose même du rivet est l'opération qui nécessite le plus de temps et qui, par conséquent, coûte le plus cher. Le seul moyen de réaliser une économie sur ce travail est de remplacer l'homme par la machine. Nous n'entendons pas par là le remplacement du marteau ordinaire à main par le marteau pneumatique — qui, bien entendu, est de règle dans les fabrications de série. Mais il s'agit d'éliminer l'ouvrier qui tient la contre-bouterolle ou « tas », avec tous les temps

(1) Nous désignons ainsi celui que nous avons décrit en 5.411.321 par opposition à celui décrit en 5.411.322.



perdus que sa présence comporte pour les tâtonnements, la coordination à voix, etc...

Il existe des machines à river automatiques qui nécessitent des pas absolument constants et ne sont par conséquent utilisables que pour certains travaux élémentaires autonomes, comme la pose de raidisseurs sur un revêtement. Mais sans aller jusque-là, et pour des pas de rivetage quelconques, les machines pneumatiques ordinaires autorisent un gain de temps qui peut dépasser les  $\frac{4}{5}$  du temps total de rivetage. En effet, la pose d'un rivet à la main dans des conditions moyennes coûte environ 2,5 minutes. Dans les mêmes conditions, à la machine fixe, elle coûte 0,3 à 0,4 minute.

Ces machines à river, fixes ou plus ou moins articulées ou mobiles, mais opérant en dehors des grands outillages de montage, nécessitent la création de « panneaux de revêtement » portant la plupart des éléments d'ossature et restant dans des dimensions convenables pour les manipulations. C'est une étude importante à faire, mais l'économie qui en résulte ne l'est pas moins.

En effet, si l'on considère par exemple le fuselage d'un bimoteur de transport de 12 tonnes environ, on peut évaluer à quelque 30.000 le nombre de rivets à poser. Si par conséquent l'étude de la décomposition du revêtement en panneaux autonomes est réalisée, c'est une économie d'environ 800 heures qui est ainsi obtenue. En ajoutant à cela les quelque 150 heures retirées du temps d'emboutissage, c'est presque 1.000 heures qui disparaissent du temps global de construction.

#### 5.411.7 Conclusion.

Pour conclure, on voit que le rivetage, par le temps qu'il prend, est l'ennemi n° 1 de la fabrication.

On conçoit donc l'importance essentielle de la mise au point d'autres modes d'assemblage, et plus particulièrement de la soudure électrique par points, qui dispense de tous les perçages et alésages, de l'embrèvement, et d'une partie importante du temps de rivetage proprement dit.

Elle ne dispense pas par contre de l'emploi de la machine, et l'on voit quel intérêt puissant s'attache en toute hypothèse au fractionnement de la structure, et plus particulièrement du revêtement en panneaux séparés, permettant l'emploi de la machine. Nous aurons à revenir sur ce point en 5.434 pour mettre en évidence d'autres avantages importants qu'il présente encore par ailleurs.

#### 5.412 *ASSEMBLAGE DES ENSEMBLES*

L'assemblage comporte en général les phases suivantes :

##### 5.412.1 Première solidarisation des éléments (épinglage).

Cette opération ne peut se faire que sur montage d'assemblage.

5.412.11 Le temps d'occupation de ces outillages de première opération doit être réduit au minimum, non seulement pour contribuer à la réduction du temps total de fabrication, mais aussi et surtout pour réduire leur nombre, car ces outillages sont les plus compliqués et les plus chers.

Il est facile de calculer à combien d'exemplaires il faut multiplier un même montage relatif à une opération d'assemblage déterminée : soit  $t$  le temps de fabrication correspondant à l'opération d'assemblage considérée (1),  $n$  le nombre d'ou-

(1)  $t$  est le produit de la durée d'immobilisation du montage par le nombre d'ouvriers  $y$  travaillant simultanément.



vriers qui peuvent travailler à la fois sans se gêner sur ce montage,  $c$  la cadence mensuelle de sortie,  $m$  le nombre d'heures réalisées par ouvrier et par mois, le nombre  $p$  d'exemplaires nécessaires est donné par la formule :

$$p = \frac{t \times c}{n \times m}$$

5,412.12 Les principales règles qu'il convient d'observer pour diminuer la durée d'occupation sont les suivantes :

— bonne conception de l'outillage, qui par des butées à serrage instantané judicieusement réparties, assure une mise en place rapide de l'ensemble;

— réduction du nombre des éléments à situer par la réalisation *préalable* de sous-ensembles et ensembles primaires (on créera ainsi  $N$  petits outillages d'assemblage, mais on évitera d'en compliquer  $p$  de très importants);

— réduction du temps nécessaire à l'assemblage des éléments : par l'emploi judicieux d'accessoires (cés spéciaux de rivetage, clefs spéciales, etc...), par la réalisation d'une bonne accessibilité (montages tournants) et par une étude serrée sur la conception des zones de jonction;

— et surtout, limitation des opérations à faire sur ces outillages en les déchargeant des opérations les plus longues au profit d'outillages de reprise plus sommaires, comme nous allons le voir ci-après.

#### 5,412.2 Assemblage définitif.

La réalisation définitive des points d'assemblage dans les conditions prévues par le dessin comporte, comme nous l'avons vu tout à l'heure, de multiples opérations : contreperçage, fraisage ou emboutissage des trous de rivets; rivetage, pose des boulons ou des vis.

5,412.21 Nous avons montré que l'ensemble de ces travaux est long et coûteux. C'est pourquoi, afin de dégager rapidement les outillages d'assemblage, on aura souvent intérêt à faire ces opérations en dehors, sur des outillages beaucoup plus rudimentaires, appelés outillages de reprise, et qui pour des ensembles plats comme des longerons par exemple, seront souvent de simples tables.

Le travail sur les outillages d'assemblage n'aboutira alors qu'à un simple *épinglage*, c'est-à-dire à une constitution provisoire des points d'assemblage de l'ensemble de façon telle que les pièces restent exactement situées après démoulage. Ce terme d'épinglage n'est d'ailleurs pas forcément synonyme de travail hâtif ou de solidarisation précaire : au contraire, ce travail devra être soigneusement étudié, et les points de fixation convenablement répartis, pour donner aux moindres frais et le plus rapidement possible une solidarisation sérieuse des pièces importantes, empêchant les mouvements relatifs qui seraient susceptibles de nuire à la qualité ou à la précision de l'assemblage final.

5,412.22 L'économie de temps qu'on peut réaliser dans les opérations d'assemblage définitif sur outillage de reprise, dépend surtout des solutions de conception adoptées. Si ces solutions permettent l'emploi de la machine et augmentent l'accessibilité, il est bien évident que les temps correspondants seront réduits.

Cette question prend une grande importance pour les revêtements, qui gagneront souvent à être équipés de leurs raidisseurs à part, sur outillages séparés. Ainsi en était-il, par exemple, des panneaux développables pour le revêtement du fuselage et de la voilure de l'Amiot 351-354, qui se composaient de bandes de tôle découpées en forme de trapèzes ou de secteurs circulaires et assemblées entre

elles, les raidisseurs longitudinaux étant rivés en même temps sur les tôles avant que l'ensemble fût posé sur la carcasse de structure. Les équipes d'ouvriers pouvaient alors travailler très facilement et très vite au rivetage, de part et d'autre du revêtement dont les 2 côtés restaient entièrement libres et accessibles.

Pour faciliter encore cette opération, les panneaux de voilure avaient été suspendus verticalement, et comme ils étaient de grandes dimensions, on avait, pour améliorer l'accès aux bandes supérieures, placé les ouvriers sur un plancher mobile,

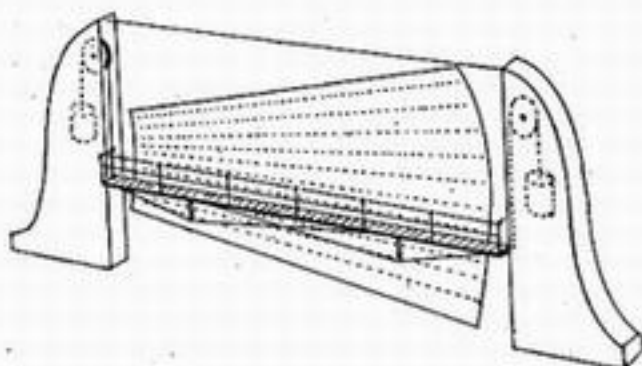


Fig. 5,411.22.

qui montait comme un ascenseur pour passer d'une bande à l'autre, en prenant chaque fois la pente du raidisseur intéressé, pour que les ouvriers se trouvent toujours à la hauteur de la partie à river, et puissent travailler commodément et non à bout de bras (voir figure 5,411.22 et photo n° 47).

### 5,412.3 Aménagement.

L'aménagement fait partie de l'assemblage dans la limite où la pose des équipements et de leurs supports ne constitue pas une gêne pour les opérations suivantes. L'ensemble primaire, l'ensemble partiel, le sous-ensemble doivent être en effet aménagés au maximum. L'utilité d'une telle méthode ne peut échapper, car le fait d'étaler l'aménagement d'une cellule en de nombreux stades libère d'autant le stade final en même temps qu'il facilite la pose de divers éléments.

Mais ceci exige une étude approfondie du bureau d'études pour concevoir les installations et aménagements en fonction du fractionnement de l'appareil, avec les sectionnements nécessaires, et en évitant par exemple qu'une même pièce d'équipement ou une même canalisation soit fixée simultanément sur deux ensembles différents.

## 5,413 DIVERS.

### 5,413.1 Amovibilité des bâtis d'assemblage.

Nous verrons en 5,5 que la rigidité des outillages d'assemblage est une condition nécessaire, quoique non suffisante, de l'interchangeabilité.

On s'est souvent cru obligé pour cette raison de sceller ces outillages dans le sol. Il semble cependant préférable, bien que cela conduise à les alourdir beaucoup, de leur donner une rigidité propre suffisante pour pouvoir les *poser* seulement sur le ciment, par l'intermédiaire de vérins à vis par exemple : leur réglage est alors beaucoup plus facile à faire, ou à reprendre après une perturbation quelconque (affaissement du sol, bombardement, etc...) : il suffit d'agir sur les vérins en s'aidant de quelques visées optiques. De plus, l'implantation peut être modifiée aisément selon les besoins, ce qui donne une souplesse très appréciable à l'organisation optima des surfaces couvertes.

5,413.2 Outillages « omnibus ».

On cherche souvent à réaliser le gros-œuvre des bâtis de montage par assemblage d'éléments standard, genre « Meccano ». On peut ainsi espérer constituer un outillage omnibus dont les éléments pourront servir, après démontage, pour plusieurs avions. Cette conception permet d'amortir la plus grande partie du prix des outillages de montage sur *plusieurs séries* d'appareils et non pas sur une seule, c'est-à-dire pratiquement de faire passer dans l'outillage général une partie importante de l'outillage spécialisé. Mais en dépit de ses avantages de base, elle n'est pas sans présenter par ailleurs quelques inconvénients.

En effet, si le fractionnement des bâtis de montage est peu poussé, en particulier si l'on réalise des supports monoblocs en fonte, les éléments destinés au *positionnement* des pièces étant seuls réglables, l'ordre de grandeur au moins des dimensions principales est pratiquement imposé, et le remploi ne peut être à peu près certain que pour un avion ultérieur assez voisin du précédent.

Il y a donc intérêt à s'orienter vers un fractionnement très poussé, c'est-à-dire une séparation complète des fonctions : éléments de longueur, fabriqués séparément au mètre courant et coupés à la demande — et éléments d'assemblage ou d'extrémité. Le remploi est alors presque toujours possible, mais on aboutit à des ensembles qui pèsent très lourd, sont encombrants, et exigent un gros volant d'immobilisation de matières pour pouvoir choisir dans chaque cas les dimensions qui conviennent. Il est vrai qu'il s'agit de matières banales (acier ordinaire, fonte, etc.), et qu'on peut réduire beaucoup le volant nécessaire par une bonne organisation générale, un fournisseur (ou magasin) unique se faisant le pourvoyeur de fabrications multiples ayant adopté le même standard d'outillages.

5,413.3 Matière des outillages.

Les outillages de montage sont généralement faits en acier ou en fonte. Cependant, avec un outillage de fabrication en métal ferreux, il peut arriver qu'une pièce en duralumin faite en hiver ne soit pas interchangeable avec la même pièce faite en été. En effet, pour fixer les idées, l'écart des coefficients de dilatation thermique de l'acier et du duralumin étant de l'ordre de  $11 \times 10^{-6}$  mètres par degré, pour obtenir une différence de longueur de 1/2 mm. avec un écart de température de 30° (qui est un maximum *en atelier* entre l'été et l'hiver) il suffit d'une dimension de pièce de 1 m 50 environ.

On peut donc être amené à prendre avec un outillage d'acier des précautions spéciales (encastrer une seule extrémité de la pièce, l'autre étant seulement supportée mais coulissante) ou même à réaliser en duralumin l'outillage lui-même, ou du moins ses parties qui maintiennent des pièces longues en duralumin.

La S. E. C. M. par exemple faisait dans la fabrication des Amiot 351-354 un très large emploi de cette dernière solution : tout l'outillage qui maintenait une pièce de duralumin ou conditionnait sa position ou ses dimensions, était fait en duralumin (1). A condition de ne pas tomber dans des exagérations inutilement coûteuses, il y a là une idée intéressante, pour les parties de grande longueur : par exemple pour le longeron d'aile, qui était d'un seul bloc pour la demi-envergure et dont la longueur était 11 m 40, l'écart total pouvait atteindre 3,8 mm pour l'écart de température de 30° déjà indiqué : de telles différences de cotes méritent assurément quelques précautions.

(1) Par exemple sur la photo n° 46, les peignes semi-circulaires rabattables, qu'on voit en position relevée, sont en duralumin (le métal a d'ailleurs l'aspect blanc).



## 5,42 - CHAINES DE MONTAGE

,420

Généralités.

Le but à atteindre dans une chaîne de montage est avant tout de permettre la division et la spécialisation du travail : une équipe d'ouvriers donnée doit être affectée à une opération bien déterminée.

On diminue ainsi à la fois les risques d'erreur, et le temps de fabrication en évitant à une équipe donnée les temps morts qui accompagnent toujours un changement de travail, et en lui permettant d'acquérir une dextérité qui améliore notablement son rendement. On permet également l'emploi d'une main-d'œuvre de qualité moyenne qu'il est facile d'initier rapidement à une opération simple, alors que l'exécution de travaux plus complexes serait plus longue à apprendre ou nécessiterait un personnel plus qualifié.

L'intérêt qui s'attache à avoir toujours sous la main l'outillage spécialisé et les pièces simples ou composées correspondantes conduit à laisser l'ouvrier fixe et à faire défiler devant lui l'ensemble en cours de montage. D'où l'avantage d'une « chaîne » véritable.

On renonce souvent à rendre mobile l'ensemble en montage et on le laisse fixe, les équipes se succédant devant lui dans l'ordre des opérations. Ce n'est parfois qu'une démonstration d'incapacité à établir une chaîne rationnelle, avec des temps déterminés pour chaque opération. Cette solution de facilité permet en effet le « rattrapage » commode qui consiste à déplacer les ouvriers d'un poste en avance sur un poste en retard. Il en résulte une organisation inextricable où l'on perd complètement le bénéfice de la division du travail tandis qu'outillages à main et pièces composées s'éparpillent partout dans l'atelier. Mais on conserve à l'atelier, pour le visiteur pressé, un aspect très spectaculaire. Ce n'est en effet qu'après une station d'au moins le temps d'une opération (4 h. environ, ou davantage) que l'on peut savoir si une chaîne fonctionne réellement comme telle.

Il faut bien se pénétrer de la difficulté qu'il y a à organiser en chaîne la fabrication des pièces composées, puis des sous-ensembles et ensembles, de façon à n'avoir nulle part d'ensemble inférieur en excès ou en déficit. Cela demande des gammes bien étudiées, un programme de fabrication rationnel, et implique une excellente connaissance des temps de chaque opération. Cela demande surtout une excellente prévision, dont nous dirons un mot ci-après à propos du cycle de fabrication.

5,421

*EXEMPLE CONCRET*

Nous allons donner une idée du schéma et de l'implantation d'une chaîne de montage en choisissant un exemple concret dans une intéressante étude due à M. Monteil, Ingénieur de la Société Nationale de Constructions Aéronautiques du Sud-Ouest, qui a l'avantage de faire ressortir d'une manière très parlante les répercussions considérables qu'ont ces questions sur l'étude des avions, en montrant l'intérêt d'un fractionnement aussi poussé que possible de la structure de l'appareil.

Le but poursuivi n'étant pas de mettre en relief les difficultés d'organisation proprement dite, qui ne sont pas du ressort de cet ouvrage, les chiffres cités dans

cet exemple sont des chiffres « arrangés » pour obtenir très simplement et du premier coup un ensemble équilibré d'opérations-types qui se balancent exactement. Il est loin d'en être toujours ainsi dans la réalité, et le lecteur doit être mis en garde contre l'apparence trompeuse de facilité qui se dégage de cet exemple simplifié.

L'exemple choisi concerne la fabrication d'un fuselage pour avion de transport de 12 tonnes environ, répondant aux dimensions suivantes : longueur : 20 mètres ; largeur au maître couple : 2 m 50. Nous allons examiner trois cas dans le mode de fabrication de cet ensemble.

#### 5,421.1 1<sup>er</sup> cas : Fractionnement nul.

Le fuselage est entièrement assemblé sur l'outillage, sans apport de sous-ensembles ou d'ensembles partiels importants.

Les caractéristiques du travail sont les suivantes :

— Opération d'épinglage évaluée à.....	4.000 h
— Rivetage des éléments évalué à.....	8.000 h
— Aménagement de l'ensemble évalué à.....	3.200 h
Total.....	15.200 h

— Nombre d'heures effectuées par ouvrier et par mois : 200 heures.

— Nombre maximum d'ouvriers pouvant travailler sur un même ensemble : 25 en opération d'assemblage et 10 en opération d'aménagement.

#### 5,421.11 *Cadence faible.*

Nous étudierons d'abord la fabrication d'une petite série avec cadence de sortie mensuelle fixée à 10 avions.

— Nombre d'outillages d'épinglage nécessaire.....	$\frac{4.000 \times 10}{25 \times 200} = 8$
— Nombre de fuselages en cours de rivetage.....	$\frac{8.000 \times 10}{25 \times 200} = 16$
— Nombre de fuselages en cours d'aménagement...	$\frac{3.200 \times 10}{10 \times 200} = 16$

Au total, il y aura 40 fuselages en chantier, et suivant l'implantation donnée par la fig. 5,421 (en haut, à gauche) la surface couverte nécessaire sera de 6.672 m<sup>2</sup> pour l'atelier de montage.

#### 5,421.12 *Cadence plus forte.*

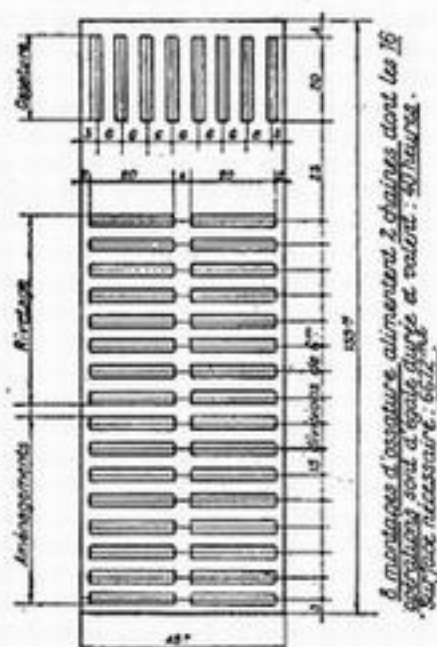
Prenons le cas de fabrication d'une série plus importante avec cadence de sortie mensuelle fixée à 40 avions.

Si l'on conserve les conditions précédemment envisagées, on trouve pour cette cadence : 32 outillages d'épinglage, 64 fuselages en opération de rivetage et 64 en opération d'aménagement. Au total, il y aura 160 fuselages en chantier, et d'après la figure 5,421 (en bas, à gauche), la surface nécessaire sera de : 26.688 m<sup>2</sup> pour l'atelier de montage. Ces chiffres sont prohibitifs.

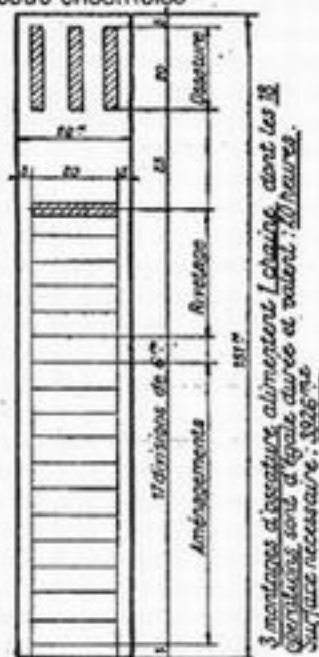
D'autre part, pour tirer de la division du travail tout le fruit dont nous avons parlé en 5,420, il est bien évident qu'il faut chercher à réduire au minimum le nombre de ces chaînes afin d'avoir à spécialiser un minimum d'équipes dans le

CADENCE : 10 AVIONS PAR MOIS

sans décomposition en sous-ensembles

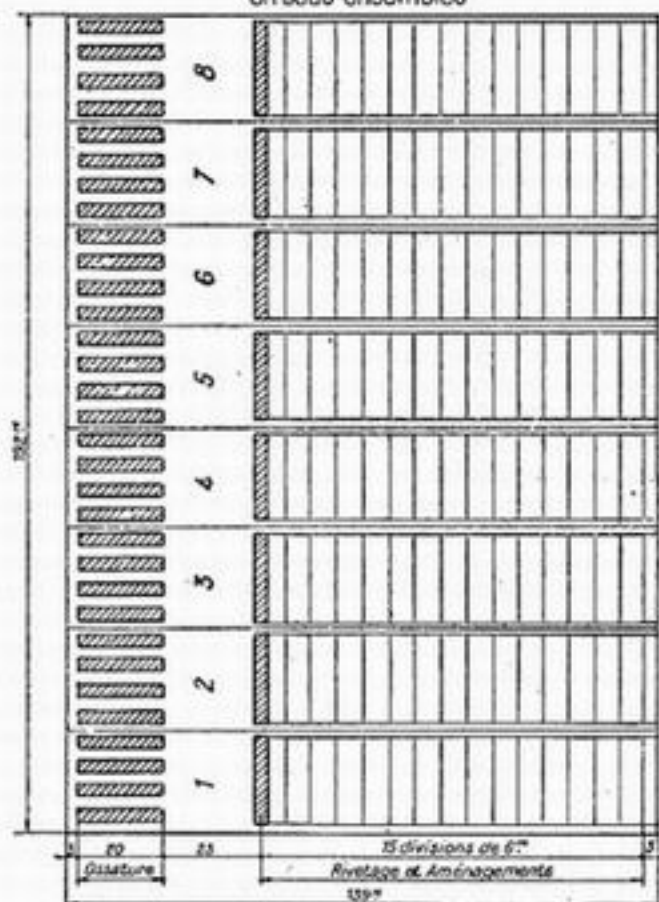


avec décomposition en sous-ensembles



CADENCE : 40 AVIONS PAR MOIS

sans décomposition en sous-ensembles



avec décomposition en sous-ensembles



Fig. 5.421.

N.B. — Tous les schémas sont à la même échelle.



même genre de travail. Dans le cas présent, nous arrivons à une combinaison qui, dans un minimum de surface couverte, nous donne 8 éléments de débit semblables : c'est évidemment beaucoup trop.

#### 5,421.2 2<sup>o</sup> cas : Décomposition en sous-ensembles.

Le fuselage est cette fois constitué par l'assemblage de sous-ensembles et ensembles partiels équipés : planchers, cadres, caissons, panneaux de revêtements, encadrements, etc...

Le fait de réaliser des éléments séparés, d'accès et de manutention faciles, qui permettent l'amélioration de l'outillage, donne un gain de temps brut sur le temps total d'épinglage que nous supposerons égal à 1.000 heures. En effet, alors qu'au stade final il n'était pas permis de prévoir sur l'outillage unique tous les accessoires de mise en place, il est très possible au contraire de réaliser l'équipement complet des petits montages séparés, ce qui accélère l'épinglage.

On peut admettre par ailleurs, que 1.500 heures du temps total d'épinglage sont reportées sur les opérations identiques d'assemblages préliminaires. Au total il reste donc :

$$4.000 - (1.500 + 1.000) = 1.500 \text{ heures d'épinglage sur le montage final.}$$

— Le temps total de rivetage tombe de 8.000 à 6.500 du fait que les travaux d'embranchement et de pose des rivets sont réalisés sur machine fixe. Comme on peut évaluer à 3.500 heures les opérations faites en sous-ensembles, il reste pour l'opération finale : 3.000 heures à effectuer.

— Pour l'opération d'aménagement, on peut évaluer :

à 200 heures l'économie réalisée,

à 600 heures le travail réparti sur les éléments.

Il reste donc en opération finale 2.400 heures à terminer.

En résumé, l'état des évaluations se présente de la façon suivante :

	Opération finale	Opérations préliminaires.	
Epinglage . . . . .	1.500 h	1.500 h	
Rivetage . . . . .	3.000 h	3.500 h	
Aménagement . . . . .	2.400 h	600 h	
Total . . . . .	<u>6.900 h</u>	<u>5.600 h</u>	+ = 12.500 h

Par conséquent, le fait d'étudier et d'organiser la fabrication progressive de l'ensemble a donné un gain de temps net égal à :

$$15.200 \text{ h} - 12.500 \text{ h} = 2.700 \text{ heures.}$$

Cette proportion de temps gagné varie dans la pratique de 16 à 20 % suivant l'importance de l'ensemble et la conception des outillages.

Examinons maintenant les deux séries déjà envisagées au 1<sup>er</sup> cas.

#### 5,421.21 *Cadence faible.*

Pour la cadence de 10 avions par mois, on a :

$$\text{Nombre des outillages d'assemblages nécessaires . . . . .} \quad \frac{1.500 \times 10}{25 \times 200} = 3$$

$$\text{Nombre de fuselages en opération de rivetage . . . . .} \quad \frac{3.000 \times 10}{25 \times 200} = 6$$

$$\text{Nombre de fuselages en opération d'aménagement . . . . .} \quad \frac{2.400 \times 10}{10 \times 200} = 12$$

Le gain de 5 outillages d'épinglage réalisé par rapport au premier cas est absorbé en grande partie par la construction des outillages élémentaires. Ce n'est donc pas un gros avantage pécuniaire.

La figure 5,421 donne en haut à droite l'implantation des 21 fuselages en chantier et chiffre à 3.926 m<sup>2</sup> la surface couverte nécessaire pour l'atelier de montage. La fabrication des sous-ensembles nécessite 5.600 heures, soit

$$\frac{5.600 \times 10}{200} = 280 \text{ ouvriers et une surface maximum égale à } 4 \text{ m}^2 \times 280 \text{ soit } 1.200 \text{ m}^2 \text{ environ.}$$

Par conséquent, la surface totale nécessaire à l'assemblage du fuselage peut être évaluée à :  $3.926 + 1.200 \text{ m}^2 = 5.126 \text{ m}^2$  et donne un gain de 1.500 m<sup>2</sup> environ sur la solution du 1<sup>er</sup> cas.

### i,421.22 Cadence plus forte.

Pour la cadence mensuelle de 40, on a :

$$\text{Nombre d'outillages d'épinglage} \dots \dots \dots \frac{1.500 \times 40}{25 \times 200} = 12$$

$$\text{Nombre de fuselages en cours de rivetage} \dots \dots \dots \frac{3.000 \times 40}{25 \times 200} = 24$$

$$\text{Nombre de fuselages en cours d'aménagement} \dots \dots \dots \frac{2.400 \times 40}{10 \times 200} = 48$$

La figure 5,421 donne en bas à droite l'implantation de l'atelier de montage et chiffre sa surface à 13.464 m<sup>2</sup> couverts pour 84 fuselages en chantier au lieu de 160 dans le premier cas.

La surface nécessaire à l'usinage des éléments partiels est de  $4 \text{ m}^2 \times \frac{5.600 \times 40}{200} = 4.500 \text{ m}^2$  environ. Au total le montage des fuselages nécessite :  $13.464 + 4.500 = 18.000 \text{ m}^2$  couverts environ, soit 8.700 m<sup>2</sup> de moins que pour le premier cas, ce qui constitue un gain considérable.

### i,421.3 3<sup>e</sup> cas : Tronçonnage en longueur.

Supposons enfin le fuselage constitué par l'assemblage d'éléments partiels, comme tout à l'heure mais en plus fractionné en trois tronçons : avant, central et arrière.

Cette solution n'apporte pas de gain de temps appréciable, et même si les points d'assemblage final des tronçons entre eux ont été mal étudiés, elle peut occasionner une dépense supplémentaire. Toutefois, ses avantages ne sont pas à dédaigner, car nous allons voir qu'elle apporte beaucoup de souplesse dans l'organisation des opérations d'assemblage et dans l'utilisation des surfaces, couvertes.

Nous considérerons toujours le fuselage des cas précédents. Les tronçons envisagés répondent aux caractéristiques suivantes :

Partie avant.....	Longueur 4 m
Partie centrale....	Longueur 8 m
Partie arrière.....	Longueur 8 m

Nous supposerons que les temps élémentaires correspondant aux « opérations préliminaires » du 2<sup>e</sup> cas sont inchangés, et que la décomposition des

temps d'assemblage correspondant aux « opérations finales » du 2<sup>e</sup> cas se présente comme suit :

Désignation	Épinglage	Rivetage	Aménagement
Partie Avant.....	120 h	240 h	400 h
Partie Centrale.....	810 h	2.040 h	800 h
Partie Arrière.....	240 h	420 h	200 h
Total.....	1.170 h	2.700 h	1.400 h

Il faut ajouter 330 heures pour l'assemblage général (correspondant à une partie de l'épinglage et du rivetage en « opération finale » du 2<sup>e</sup> cas) et 1.000 heures environ sur l'avion complet pour la finition des aménagements.

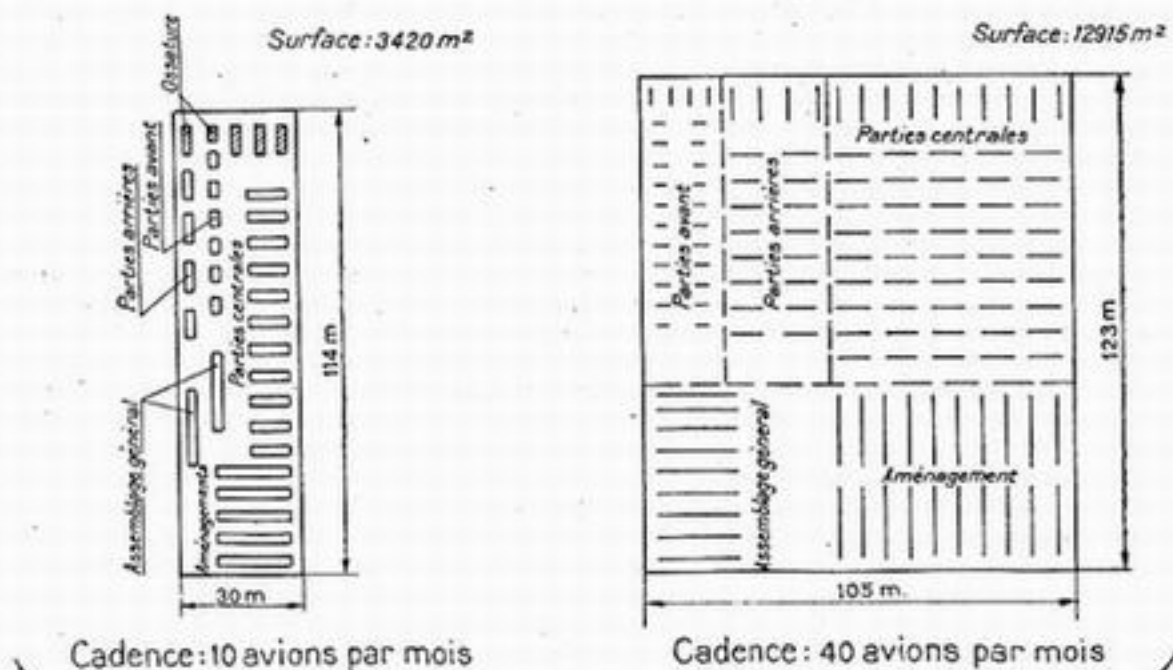
Le gain de temps total est faible :  $6.900 - 6.600 = 300$  heures.

### 5.421.3<sup>1</sup> Cadence faible.

Les nombres des outillages, et par conséquent des fuselages en chantier pour produire 10 avions par mois, sont donnés par le tableau suivant, dans chaque case duquel le 1<sup>er</sup> chiffre est le nombre d'outillages dont il s'agit, et le chiffre entre parenthèses le nombre maximum d'ouvriers pouvant travailler simultanément :

Désignation	Épinglage	Rivetage	Aménagement
Partie Avant.....	1 (6)	2 (6)	4 (6)
Partie Centrale.....	3 (16)	7 (16)	4 (10)
Partie Arrière.....	1 (12)	2 (12)	2 (6)

De plus, il faut 2 outillages à 9 ouvriers chacun pour l'assemblage général,



### DECOMPOSITION EN LONGUEUR (3 TRONÇONS)

Fig. 5.421.3. L'échelle adoptée est la même que celle de la fig. 5.421.1.

et 5 postes à 10 ouvriers chacun pour la finition des aménagements.

Une implantation possible de l'atelier est donnée par la figure 5.421.3, et la



surface couverte nécessaire se monte à :  $3.420 \text{ m}^2$ , ce qui fait un gain net de  $3.926 - 3.420 = 506 \text{ m}^2$  sur la fabrication étudiée dans le cas n° 2.

#### 5,421.32 *Cadence plus forte.*

La situation des outillages et des ensembles en chantier pour 40 avions par mois est la suivante :

Désignation	Épinglage	Rivetage	Aménagement
Partie Avant.....	4 (6)	8 (6)	14 (6)
Partie Centrale.....	10 (16)	26 (16)	16 (10)
Partie Arrière.....	4 (12)	8 (12)	8 (6)

De plus, il faut 8 outillages à 9 ouvriers chacun pour l'assemblage général, et 20 postes à 10 ouvriers chacun pour la finition des aménagements.

Une implantation possible de l'atelier est donnée par la fig. 5, 421. 3, et la surface nécessaire se monte à  $12.915 \text{ m}^2$ , ce qui fait un gain net de  $13.464 - 12.915 = 549 \text{ m}^2$  sur la solution étudiée dans le second cas. Ce gain de surface n'est pas très important mais il faut noter que les implantations théoriques données en exemple supposent des bâtiments aux dimensions élastiques. Dans la pratique, quand il faut tenir compte des cotes d'ateliers existants, des emplacements de poteaux ou de portes, il est bien évident que la fabrication d'un élément tronçonné se prête mieux à une adaptation économique de la surface et se justifie. Par ailleurs, pour une production en grande série, on peut affecter un atelier ou une usine à la fabrication de chaque tronçon et réaliser un poste central d'assemblage et d'aménagement finition. Cette solution permet de répartir la fabrication d'un même appareil sans la multiplier, ce qui évite de créer plusieurs organisations semblables en des lieux différents et rend plus facile la localisation et la mise au point des difficultés.

#### 5,421.4 Conclusion. Intérêt du fractionnement.

L'importance du fractionnement, base d'une construction économique, est pleinement illustrée par les exemples donnés ci-dessus, et il est possible d'affirmer que la réalisation progressive de l'ensemble procure :

- 1 - Un gain de temps en facilitant :
  - la mise en place des éléments constitutifs, qui se trouvent réduits au minimum dans chaque cas;
  - la fabrication et l'aménagement des ensembles partiels, grâce au travail sur éléments ouverts (demi-coquilles par exemple) aisément accessibles des deux côtés;
  - l'utilisation étendue de la machine, notamment pour les rivetages constitutifs.

- 2 - Un gain de surface couverte en autorisant la répartition des ouvriers sur tous les postes particulièrement chargés en heures de travail, de façon à ne pas laisser subsister de postes inoccupés.

- 3 - Une facilité de contrôle accrue, aussi bien pour la qualité que pour l'avancement général de la fabrication et le prix de revient.

- 4 - Une facilité d'approvisionnement, puisque celui-ci peut et doit être échelonné suivant le programme correspondant à la nomenclature constitutive de l'ensemble.

5 - Un gain de temps sur la fabrication des outillages :

— par la diminution du temps d'épinglage et du nombre d'outillages de première opération;

— par la simplification des gros outillages d'assemblage qui sont toujours très onéreux et très difficiles à mettre au point.

6 - La possibilité d'utiliser une main-d'œuvre de qualité inférieure dans une grande quantité de travaux d'assemblage, et ceci par le fait :

— de la division et de la classification de ces travaux,

— de la conception des outillages d'assemblage qui autorisent l'élimination de toute ambiguïté pour les exécutants.

Pour faciliter la fabrication en série, l'Ingénieur qui conçoit l'appareil devra donc, dès le début de son étude, attacher une grande importance à un fractionnement aussi judicieux que possible, et dans bien des cas cet élément d'appréciation sera prépondérant dans le choix des solutions constructives et dans le dessin même de la structure.

5,422

## CYCLE ET TEMPS DE FABRICATION

5,422.1

L'établissement du cycle de fabrication d'un avion est l'opération de prévision qui permet d'assurer la *coordination dans le temps* des diverses opérations industrielles concourant à l'harmonieux achèvement de l'appareil.

La figure 5,422.1 donne comme exemple, et à titre purement indicatif, les cycles de fabrication pratiqués à la S. N. C. A. du Sud-Est pour la construction en série du monoplace de chasse Dewoitine 520, et ceux prévus à la même Société, en première étude, pour le quadrimoteur de transport Bloch 161 « Languedoc ».

En prenant pour guide la nomenclature de fabrication, qui donne toutes les ramifications de la décomposition logique de l'appareil jusqu'aux pièces élémentaires, on « remonte le temps » à partir de la date d'achèvement désirée pour l'avion, en évaluant la durée de chaque étape du montage et en calculant ainsi à quelle date on doit disposer des éléments de rang inférieur terminés. On arrive ainsi de proche en proche à déterminer le moment opportun pour la mise en route de la fabrication des pièces élémentaires, la date limite à laquelle doivent entrer en magasin les éléments achetés au dehors, etc...

Ce document de base est donc le véritable régulateur de la fabrication.

Il permet notamment de répartir les moyens industriels (main-d'œuvre et outillages) entre les différents ensembles de manière à leur donner sensiblement la même cadence d'élaboration. Si l'analyse technique des opérations sert à déterminer le fractionnement des outillages *en cascade*, en déterminant le nombre des postes successifs qui correspondront à la meilleure division du travail, c'est sur le cycle de fabrication qu'on se règlera pour le dédoublement des outillages *en parallèle*, afin d'éviter les points d'étranglement et d'assurer partout le débit nécessaire pour la cadence exigée. Plus le cycle sera court, plus le premier avion sortira vite, plus la cadence sera élevée, mais également plus les effectifs ouvriers devront être importants pour un temps total de fabrication donné.

Les règles qui président à l'établissement du cycle de fabrication sont affaire d'organisation du travail et sortent du cadre de cet ouvrage. Nous nous bornerons ici à indiquer quelques-unes des remarques que peut suggérer l'examen de ce document au point de vue technique de la conception des avions.

5,422.2

Le fractionnement de l'avion, dont on a montré le vif intérêt au paragraphe précédent, se traduit par un cycle de fabrication abrégé mais plus ramifié : dans un diagramme comme celui de la figure 5,422.1 il a pour effet de provoquer une contraction en longueur et un étalage en hauteur.





Il se révèle également par le nombre des éléments de rang inférieur nécessaires simultanément pour le montage d'un même ensemble, c'est-à-dire par le nombre de traits horizontaux aboutissant en butée sur une même verticale. Cependant l'interprétation, pour être correcte, devra tenir compte du degré de complexité comparée de ces divers éléments (laquelle se révélera souvent par la longueur de leur trait représentatif) : on donne en effet l'impression d'un fractionnement considérable en explicitant par un trait autonome de simples pièces de liaison ou de carénage qu'on met sur le même plan (par leur date d'arrivée dans le montage) que des ensembles complexes.

On voit que l'interprétation d'un cycle de fabrication requiert beaucoup de prudence et d'expérience.

,42

Il a paru intéressant de donner, à titre d'exemple purement documentaire, et pour fixer les idées sur certains ordres de grandeur, un aperçu de la valeur relative des divers temps prévus pour la fabrication en série du quadrimoteur de transport Bloch 161 « Languedoc ».

Les valeurs sont indiquées en % du temps total, étant bien entendu que celui-ci ne comprend pas les temps de fabrication des éléments achetés terminés à l'extérieur, notamment l'atterrisseur :

Aile centrale	{ ossature et aménagements.....	12,7	
	{ fuseaux-moteurs (structure).....	7,3	
Total.....		20,00	20,00
Ailes latérales.....			8,30
Divers voilure (volets, ailerons, éclisses, commandes, réservoirs, etc.).....			7,00
Groupes motopropulseurs.....			4,16
TOTAL VOILURE équipée, avec G. M. P.....			39,46
TOTAL EMPENNAGES.....			9,35
Fuselage	{ ossature.....	17,05	
	{ équipements et aménagements.....	14,10	
TOTAL FUSELAGE.....		31,15	31,15
MONTAGE GÉNÉRAL, aménagements généraux, finition, imprévus, etc.....			20,04
<b>TOTAL GÉNÉRAL.....</b>			<b>100,00</b>

Bien entendu, ces valeurs relatives peuvent différer fortement d'un avion à l'autre suivant le type de construction et la facilité de fabrication de certaines parties. Pour un même avion, elles peuvent aussi différer selon le programme de fabrication prévu et l'outillage.

### 5,43 - FACILITÉ DE FABRICATION

Pour tirer les fruits de l'étude qui précède, nous allons nous efforcer de dégager quelques critères permettant de conjecturer si un avion donné sera ou non facile à construire en série.

5,430

Commençons par dire ce que nous entendons par là.

Les éléments principaux qui interviennent dans la facilité de fabrication d'un avion sont : le temps de main-d'œuvre et le volume des outillages. Nous avons vu en 5,403 que ces paramètres ne sont pas indépendants mais que, pour un avion donné, ils varient en sens inverse l'un de l'autre, le temps de fabrication étant une fonction décroissante du volume des outillages, dont la courbe représentative (1) admet une asymptote horizontale. Cette interdépendance complique la comparaison entre avions différents. Or, exprimée ou non, une telle comparaison est à la base de tout jugement sur la facilité de construction, qui est nécessairement un jugement *relatif*.

Si le temps de fabrication peut être rendu très bas, mais au prix d'un outillage considérable (asymptote d'ordonnée faible, dont on ne se rapproche que lentement), l'avion sera susceptible d'une fabrication en très grande série à forte cadence, mais exigera de gros moyens industriels dont l'amortissement entraînera un prix de revient assez élevé (2), et dont la mise en route engendrera un délai de démarrage important.

Si le temps de fabrication reste élevé, mais que les outillages nécessaires soient faibles (asymptote d'ordonnée assez grande mais dont on se rapproche rapidement), la construction pourra démarrer vite et se faire aisément avec de petits moyens, mais la cadence sera faible avec des effectifs donnés, et l'appareil restera relativement cher.

Il est bien évident que l'idéal de la facilité de fabrication en série consiste à diminuer le plus possible à la fois le temps de fabrication et l'outillage correspondant — c'est-à-dire à obtenir une asymptote basse dont on se rapproche rapidement.

On voudrait évidemment pouvoir dire à coup sûr, d'après les plans d'un avion, dans quelle mesure on se rapproche de cet idéal. Malheureusement la question est beaucoup trop complexe pour comporter des critères infaillibles. Telle tendance, utile en soi pour faciliter la fabrication en série, peut aller à l'encontre du but poursuivi si elle est appliquée d'une façon outrancière ou maladroite. Sans même supposer d'erreur d'application, elle peut être plus nuisible qu'utile si elle contrarie le développement maximum d'une autre tendance qui serait beaucoup plus féconde pour le cas dont il s'agit. C'est le moment de rappeler une fois de plus que la construction des avions est un perpétuel compromis. Nous nous bornerons donc à indiquer ci-après quelques signes qui permettent *en général* de bien augurer de la facilité de fabrication en série.

5.431

### Réduction du nombre des pièces.

La fabrication des pièces primaires ne peut en général que gagner à la diminution de leur nombre, et les assemblages seront d'autant plus simplifiés qu'il y aura moins de pièces à mettre en place et à assembler. Pour atteindre ce but, divers moyens sont possibles.

5.431.1

On peut grouper en un ensemble de grandes dimensions une poussière de petites pièces, comme les raidisseurs par exemple, sans changer leur nature de pièces rapportées : nous avons vu que ce système est largement employé dans le Henschel 129, tant pour le raidissage des âmes de longerons (voir en 4,112.111.2)

(1) Il ne faut pas voir dans le langage que nous employons ici autre chose qu'une commodité d'exposition pour les quelques idées générales qui vont suivre. Dans la réalité, les choses sont très complexes; la continuité d'une telle courbe, et son existence même, restent discutables et font intervenir bien d'autres facteurs.

(2) Et par conséquent (considération importante en temps de guerre) des effectifs de main-d'œuvre assez élevés aussi, malgré les apparences : ils seront consacrés à faire les outillages au lieu de faire les pièces.

que pour le raidissage du revêtement (voir en 4,112.323), et d'ailleurs aussi pour celui des rares nervures proprement dites, à âme pleine, qu'on rencontre dans cette voilure. L'emploi de la tôle ondulée atteint également le même résultat.

5,431.2 On peut aller plus loin et remplacer la pièce de base et ses raidisseurs, ou d'une façon générale les assemblages complexes, par un ensemble monobloc en tôle emboutie, aussi poussé que possible. Nous avons déjà vu dans ce sens les nervures embouties à la presse (voir photo n° 42), la coque du Messerschmitt 109, dont les cerces sont constituées par les bords tombés du revêtement (v. en 4,312.25), et les ailerons du Henschel cités en 5,233.1 dont toute l'ossature, sauf le bord d'attaque, est venue d'un seul coup de presse.

On se rapproche, par étapes, de la réalisation du vieux rêve d'un avion entier fait en demi-coquilles de tôle embouties chacune d'un seul coup de presse.

Rien n'oblige d'ailleurs à se cantonner dans la tôle, et pour les ensembles travaillant fortement, on cherchera utilement à les réaliser d'une seule pièce en métal massif matricé ou coulé. On économise ainsi l'assemblage de toutes les multiples petites pièces de liaison (goussets, équerres, cornières) qu'il aurait fallu employer pour réaliser, par exemple en éléments de tôle, un ensemble complexe équivalent. Nous en avons vu en 4,312.213 un exemple à propos du cadre arrière principal du Bréguet 691-693. Un autre exemple est fourni par la ferrure tétraédrique reliant ensemble l'atterrisseur, le fuselage et la voilure sur Messerschmitt 109 (voir en 5,212.21)

5,431.3 Sans qu'il s'agisse à proprement parler de la réduction du nombre des pièces, on obtient des avantages intéressants non plus pour les assemblages mais pour la fabrication des pièces primaires, en réduisant le nombre de leurs *types*, c'est-à-dire en multipliant le plus possible les pièces *identiques* entre elles. Ceci conduit, en effet, pour les pièces qui bénéficient de cette unification, à un nombre d'exemplaires très accru qui justifie largement l'amortissement d'un outillage plus considérable (par exemple : fabrication à la presse au lieu d'une fabrication plus artisanale), et augmente beaucoup le rendement de ces outillages en leur assurant un débit maximum. De plus, le nombre de ces outillages se trouve réduit dans la proportion même où l'est le nombre de types de pièces élémentaires.

Certains croient quelquefois avoir fait un effort d'unification suffisant lorsqu'ils ont réalisé par exemple deux pièces droite et gauche ayant le même dessin, mais à la symétrie près : il n'en est rien, car pour recueillir les avantages que nous venons de dire, c'est d'*identité* et non de symétrie qu'il s'agit. La symétrie est peut-être une identité technique, elle n'est pas une identité de fabrication.

Ce souci n'intéresse pas seulement les pièces élémentaires : il peut être poussé jusqu'à des ensembles très complexes, comme nous l'avons vu en 4,212 pour l'empennage horizontal du Henschel 129.

5,432 Simplicité des pièces.

La facilité de fabrication sera évidemment d'autant plus grande que les pièces seront plus simples de forme et surtout qu'elles nécessiteront moins d'usinages. Ceci s'applique notamment aux ferrures d'attache, pour lesquelles un difficile compromis doit être recherché entre l'ingéniosité des dispositions destinées à séparer les variables (voir ci-dessus en 4,713.12) ou à assurer l'interchangeabilité (voir en 5,524.1) et une réalisation simple, et même si possible rudimentaire : l'idéal serait une simple tôle pliée et percée, ou une ferrure matricée, presque brute, sans autre usinage qu'un minimum de perçage. Ceci montre que toutes



les solutions étudiées en 5,5 à propos de l'interchangeabilité ne sont pas d'égale valeur. Un choix doit être exercé entre elles, pour lequel il faut se rappeler que la suprême élégance ne réside pas seulement dans l'ingéniosité mais encore et surtout dans la simplicité.

5.433

### Accessibilité de montage.

On peut réduire les temps d'assemblage d'une manière *considérable* en améliorant l'accessibilité des assemblages.

Ce problème prend toute son ampleur lorsqu'il s'agit de la fermeture d'un élément de petites dimensions. Par exemple une voilure d'avion de chasse comportant une architecture interne assez compliquée, et fermée par un revêtement continu ne possédant pas de démontabilité, peut causer de sérieuses difficultés de fabrication : on a rencontré des cas par exemple où l'on était obligé pour la fin du rivetage du revêtement d'employer des « tas » portés par de longs bras de forme compliquée, introduits par des orifices minuscules tels que des trous d'allègement de longeronnet de bord de fuite, à l'intérieur d'une voilure où l'on ne voyait rien, pour aller chercher à tâtons le rivet désiré (1). On a même vu une dérive métallique de monomoteur dans le revêtement de laquelle on avait dû réserver une petite fenêtre rectangulaire, obturée finalement par un rapiéçage en tôle.

5.433.1

Une solution à ce problème peut être trouvée dans un montage progressif en cascade. Un exemple ancien d'application de ce principe était fourni par la voilure Lepère; dans laquelle un ou plusieurs longerons étaient chargés de la flexion, tandis que la torsion était prise par des caissons, coupés en tronçons par des plans parallèles à la corde de l'aile, et enfilés les uns après les autres sur le longeron, chacun étant réuni au précédent par un bord tombé extérieur, et à l'âme du longeron par sa face encore restée libre.

Un autre exemple plus moderne est fourni par l'empennage du Curtiss 75 : la figure 4,211 en donne une idée suffisamment explicite et montre que si l'on dispose le tout verticalement, on peut construire d'abord le bord d'attaque comme une sorte de gouttière, puis poser dans cette gouttière le premier sous-ensemble suivant dont les rivetages restent parfaitement accessibles, ensuite le deuxième sous-ensemble, etc...

5.433.2

Une autre solution peut être trouvée dans la démontabilité de la voilure. Ainsi le bord d'attaque et le bord de fuite démontables du D. 520 sont faciles à construire en l'absence du longeron qui fermerait leur paroi libre et sur lequel ils ne sont rapportés qu'après coup par des charnières. Dans le même esprit, de nombreux avions Bloch et Potez bi-longerons à caisson interlongeron, avaient un revêtement d'intrados fixé par des vis et non par des rivets, pour être facilement posé de l'extérieur sur la voilure terminée.

Rappelons, comme nous l'avons déjà dit en 4,112.113.2, qu'on aura souvent intérêt à constituer en treillis, et non en tôle pleine, l'une des âmes de fermeture des caissons de voilure. Enfin, on peut ménager dans le revêtement des portes d'accès, comme c'était le cas par exemple sur Amiot 351-354, où une longue porte tenue par deux charnières courait tout le long de l'envergure, à l'intrados, juste en arrière du longeron. Cette porte donnait accès à toute la fixation du bord d'attaque et du caisson arrière de voilure, qui était agencée pour se faire sur la face arrière du monolongeron.

(1) Dans des cas limites de ce genre, l'emploi des rivets accessibles d'un seul côté, étudiés ci-dessus en 4,711.232, finirait assurément par devenir plus rapide. Mais mieux vaut s'attaquer au problème d'une manière plus radicale.

5.434

Fractionnement poussé de l'avion.

Il n'est pas nécessaire, au point de vue qui nous intéresse ici, que le fractionnement qui procure l'accessibilité de montage corresponde à une démontabilité qui subsiste sur l'avion terminé.

A commodité industrielle égale, il est assurément préférable de choisir des sectionnements qui puissent être conservés, mais on n'hésitera pas à en envisager d'autres plus poussés, afin de retirer du fractionnement général de l'appareil tous ses avantages que nous avons soulignés en 5,421.4 et sur lesquels nous ne revenons pas ici.

Le fractionnement le plus élémentaire est celui en demi-coquilles, dont les exemples sont innombrables, tant pour les fuselages que pour les ailes et empennages; mais il y a évidemment tout intérêt à le pousser davantage : par exemple le fuselage du Morane 470 montré par la photo n° 41 est réalisé en trois panneaux qui sont ainsi suffisamment ouverts pour pouvoir être très aisément construits à la machine au moyen de la soudure électrique par points.

## 5,44 - FACILITÉ DE RÉPARATION

La facilité de réparation est une qualité qui ne va pas forcément de pair avec la facilité de fabrication.

Si certains critères sont assurément communs — et il en est ainsi, évidemment, de la simplicité des pièces et de l'accessibilité des assemblages — d'autres sont plus discutables et peuvent même être en opposition. Par exemple la réduction du nombre de pièces peut être dans certains cas favorable à la réparation en facilitant des démontages partiels, mais elle est plus souvent nuisible en augmentant l'étendue des dérivetages à opérer et des pièces à remplacer; au contraire la réduction des *types* de pièces, c'est-à-dire la multiplication des pièces identiques à bord de l'avion, est toujours excellente. Le fractionnement de l'avion est plutôt favorable, mais ses avantages ne sont vraiment substantiels pour la réparation que dans la mesure où ce fractionnement correspond à une *démontabilité* qui subsiste sur l'avion terminé, et non pas à une simple commodité de fabrication qui disparaît au montage final dans des assemblages indémontables.

D'ailleurs, la facilité de réparation dépend moins de questions de fabrication pure, que de questions constructives comme celles dont nous avons donné une idée en 4,332 à propos de la prévision des accidents. Il y a beaucoup à faire pour prévoir et limiter l'étendue des détériorations possibles. A ce point de vue, la « séparation des variables » dont nous avons dit un mot en 4,713.12, peut jouer un rôle intéressant qui mérite d'être considéré non seulement dans les attaches, mais même dans l'ensemble de la structure. Il est certain en effet que si les différentes sortes d'efforts sont partagées entre des éléments spécialisés chargés de les tenir séparément, les ruptures ou déformations seront plus localisées que si l'ensemble de la structure est nécessairement mis en cause : à cet égard les structures « totales » comme le caisson pur seront moins facilement réparables que les structures à éléments localisés, surtout si celles-ci comportent des démontabilités adroitement ménagées.

La question la plus importante au point de vue des facilités de réparation est finalement celle de la démontabilité et de l'interchangeabilité, que nous allons maintenant étudier en détail.

## 5,5 - DÉMONTABILITÉ INTERCHANGEABILITÉ<sup>(1)</sup>

### 5.50 GÉNÉRALITÉS

#### 5.501 Définitions.

5.501.1 La démontabilité et l'interchangeabilité sont deux qualités intimement liées l'une à l'autre. On peut les définir de la façon suivante :

Si une pièce d'une machine (avion par exemple) peut être séparée de cette machine sans aucune détérioration par simple enlèvement et remise en place d'organes d'assemblages amovibles, la pièce est dite *démontable*.

Si, de plus, on peut substituer à cette pièce une autre semblable qui n'a pas été spécialement fabriquée pour la machine démontée, mais simplement pour l'une quelconque des machines du même type <sup>(2)</sup>, la pièce est dite *interchangeable*.

Ces définitions s'appliquent non seulement aux pièces, mais également aux ensembles partiels constitués d'un nombre plus ou moins important de pièces, et démontables ou non en éléments plus simples.

Dans les avions, nous aurons plus particulièrement à nous occuper de la démontabilité et de l'interchangeabilité d'ensembles partiels, le plus souvent constitués de pièces non démontables entre elles, mais quelquefois cependant, formés de pièces et de sous-ensembles démontables.

On peut dire en première approximation que plus un ensemble se complique, plus son interchangeabilité devient nécessaire, car si elle fait défaut, on se trouve obligé de remplacer un ensemble de rang supérieur, donc encore plus complexe et par conséquent plus encombrant et plus cher.

Ainsi les atterrisseurs, qui sont des ensembles démontables pour lesquels l'interchangeabilité doit être obtenue, sont eux-mêmes constitués de pièces et de sous-ensembles généralement démontables, tels que roues, fourches ou ponts, contre-fiches, vérins, amortisseurs, etc..., pour lesquels l'interchangeabilité est également souhaitable, mais peut être considérée comme moins indispensable si l'on admet que pour les rechanges l'ensemble en question sera toujours préparé complet en usine. Cette interprétation, qui n'est pas évidente pour l'exemple choisi, et pourra varier selon les cas, s'impose si nous poussons plus loin la décomposition et si nous appliquons les mêmes considérations par exemple à l'amortisseur, dont l'interchangeabilité sur l'avion pourra être considérée comme souhaitable, mais au sein duquel on ne songera pas en général à remplacer séparément un piston, par exemple.

(1) M. Allard, Ingénieur des Travaux Aéronautiques, a participé à la rédaction de cette étude.

(2) L'interchangeabilité entre types d'avions différents pose en outre un problème de normalisation. Nous ne nous en occupons pas ici, car elle n'intéresse qu'un nombre restreint d'organes (roues, pneumatiques, équipements, etc.), qui en général n'ont pas besoin d'ajustage rigoureux et sont alors suffisamment définis par des cotes d'encombrement ou sont des pièces usinées mécaniquement (moyeux de roues par exemple) et sont passibles de tolérances strictes qui ne soulèvent pas les difficultés très particulières que nous analyserons en 5.522.2.



5,501.2

On voit immédiatement que pour assurer la démontabilité, il suffit d'employer des organes amovibles, tels que : boulons, axes, rotules, vis, etc... ou des verrous (clips) et que les organes et systèmes d'assemblage tels que rivets, soudures, emmanchements forcés, vis Parker, etc..., interdisent la démontabilité, et a fortiori, l'interchangeabilité.

L'interchangeabilité exige de plus la coïncidence de tous les paramètres de fixation, dont nous verrons l'analyse plus loin, en 5,521.

L'exigence maximum en matière d'interchangeabilité comporte que le montage des organes ou ensembles intéressés puisse se faire après simple présentation, ou exige seulement des réglages faciles et rapides des ferrures d'attaches, et organes d'assemblage, mais n'exige *aucune retouche d'usinage*.

Ce maximum, dont nous ferons l'objet de notre étude, est indispensable pour l'emploi militaire en campagne, mais pas nécessairement pour l'emploi des avions sur des lignes commerciales où chaque escale peut comporter un atelier avec un outillage suffisant pour que de petites retouches d'usinage, telles que réalésages, soient sans inconvénient. Cependant, il deviendrait impératif pour des lignes aériennes coloniales ou dotées d'une infrastructure très rudimentaire — de même qu'il est nécessaire pour la clientèle privée, comme dans l'automobile.

L'étude que nous allons faire montrera que des solutions élégantes permettent souvent de satisfaire à cette condition maximum sans alourdissement ni frais supplémentaires : on aurait tort de ne pas chercher à recueillir *gratuitement* le bénéfice d'une interchangeabilité parfaite. Mais il n'en est pas toujours ainsi, et le degré d'interchangeabilité à atteindre dans chaque cas particulier devra être discuté en fonction de l'utilisation projetée, car on peut se trouver conduit à un degré de perfection inutilement coûteux pour certaines utilisations tolérantes.

5,501.3

Nous examinerons parallèlement, pour les différents systèmes de liaison, la démontabilité et l'interchangeabilité. En effet, ces deux qualités sont dans une certaine mesure à la fois connexes et contradictoires. Elles sont connexes, en ce sens que la démontabilité est évidemment nécessaire pour que la question d'interchangeabilité se pose, et qu'une interchangeabilité bien réalisée pour un assemblage donné facilite généralement <sup>(1)</sup> le démontage et surtout le montage de cet ensemble. Elles sont contradictoires, parce que si la démontabilité est très poussée, les difficultés sont augmentées d'autant si l'on veut obtenir, pour tous les ensembles et organes démontables, l'interchangeabilité, qui exige plus de qualité des assemblages que la démontabilité simple. Une solution paresseuse consisterait par exemple à rendre les ensembles indémodifiables pour n'avoir pas à assurer leur interchangeabilité.

De toute façon, l'emplacement et la conception des démodifiables ont, comme nous le verrons, une grosse influence sur l'interchangeabilité.

5,502

### Avantages généraux.

La démodifiable facilite les visites périodiques, les révisions générales et le transport par route et par voie ferrée.

L'interchangeabilité facilite d'abord la fabrication : son absence complète serait la négation même de la construction en série puisqu'elle signifierait la nécessité pour chaque pièce d'être ajustée à la demande, donc travaillée individuellement.

En utilisation, l'interchangeabilité permet de remplacer rapidement par des

(1) Nous verrons cependant en 5,523.1 un cas où il n'en est pas ainsi.

éléments neufs les ensembles endommagés, même dans des conditions matérielles précaires, d'où réduction considérable de l'immobilisation des avions et donc du volant d'appareils nécessaire pour un travail aérien déterminé. Elle permet aussi de prélever des éléments provenant de plusieurs avions avariés pour en reconstituer un en bon état.

Enfin, lorsqu'elle est bien réalisée, on peut réparer « à la chaîne » les ensembles partiels abîmés, sur des bâtis de montage comme pour la fabrication et sans avoir à se soucier de l'avion duquel ils proviennent.

## 5,51 - DÉMONTABILITÉ

,511

### Degré de fractionnement.

Le démontage d'un élément ou d'un ensemble détérioré ne doit pas nécessiter le démontage d'autres ensembles trop importants. Les parties les plus sujettes à détérioration, telles que : extrémités d'ailes et d'empennages, pointes extrêmes arrière de fuselage, qui sont fréquemment abîmées dans les manœuvres au sol, doivent donc être démontables séparément.

Comme exemple de fractionnement défectueux, on peut citer celui des bimoteurs dont les ailes ne se démontent que du fuselage. La démontage d'une aile dont l'extrémité est avariée entraîne alors celui du moteur et de l'atterrisseur correspondant, travail très important qui est encore aggravé par le débranchement d'un grand nombre de commandes et de canalisations. La démontabilité des ailes extrêmes est donc très souhaitable pour un bimoteur. La démontabilité supplémentaire de l'aile sur le fuselage n'est pas sans intérêt (elle peut être nécessaire pour le transport), mais elle est moins indispensable.

De même, du point de vue de la démontabilité, les parties d'empennages ne faisant qu'un bloc avec le fuselage seraient à éviter. C'est pourtant le cas de nombreuses monodérives.

,512

### Mode de fractionnement.

Il faut éviter également les assemblages enchevêtrés intéressant à la fois plus de deux ensembles. Par exemple, dans un monomoteur à aile basse traversant le fuselage, le bâti-moteur est parfois fixé en quatre points, dont deux supérieurs sur le fuselage et deux inférieurs sur le longeron avant de voilure. Le démontage de la voilure exige alors le démontage préalable du moteur ou son soutien.

Les inconvénients de ces assemblages enchevêtrés sont :

— difficultés de démontage : lorsqu'on démonte l'une des parties, les autres s'effondrent;

— difficultés supplémentaires pour obtenir l'interchangeabilité, puisque les parties d'un même ensemble ne sont pas en rapport avec un seul autre ensemble rigide, mais avec plusieurs autres fabriqués séparément.

,513

### Conditions à remplir par les installations.

Toutes les commandes, canalisations électriques et canalisations de fluides divers traversant les plans de joint des ensembles séparables, doivent posséder des raccords démontables à ces plans de joints.

Ces raccords comporteront des systèmes spéciaux à démontage rapide chaque fois que ce sera payant, c'est-à-dire que le gain de temps obtenu méritera cette dépense supplémentaire.

Ces raccords doivent être accessibles pour le démontage au même titre que les organes d'assemblage de la structure. Pour ce qui concerne les canalisations diverses, il est essentiel de les grouper par paquets sur des supports spéciaux bien accessibles et le plus possible par catégories, par exemple : canalisations électriques d'une part, air comprimé d'autre part.

Ce groupement pourra même avantageusement être matérialisé par des fiches multiples réalisant par un seul enclenchement la connection d'une série de canalisations. Le problème est susceptible de solutions particulièrement étendues dans le domaine des connections électriques (cf. les fiches multiples, jusqu'à 20 paires de circuits et même davantage, sous un encombrement très réduit, généralisées par les Allemands et qu'on rencontre par exemple à la démontabilité aile-fuselage sur Focke-Wulf 190), mais on rencontre aussi des tentatives intéressantes dans d'autres domaines, comme par exemple l'ensemble Jacottet pour la connection simultanée de 7 commandes dans le Groupe motopropulseur « standard » étudié par la SNCASO pour le moteur Gnome-et-Rhône 14 R.

Le problème n'est d'ailleurs pas particulier à l'Aéronautique : qu'il nous suffise par exemple de citer les mécanismes mis au point par les Chemins de Fer pour l'accouplement automatique d'automotrices, ou de voitures électriques sur les trains de banlieue.

La question est particulièrement importante pour les groupes motopropulseurs, qui sont incontestablement les ensembles qui sont démontés le plus souvent et qui comportent un nombre de canalisations et de commandes particulièrement élevé. Elle sera étudiée en 6,181.

5,514

#### Rançon de la démontabilité.

Nous avons déjà vu maintes fois qu'en construction aéronautique, il est bien rare qu'un avantage s'obtienne gratuitement. La démontabilité est donc limitée par les contre-parties qu'elle comporte, et qui intéressent notamment le poids de construction et le temps de fabrication.

Introduire une démontabilité, c'est en effet ajouter *au moins* des éléments de jonction (boulons par exemple) qui sans cela n'existeraient pas. Dans la majorité des cas, comme nous l'avons vu en 4, 7, il faut ajouter aussi des ferrures plus ou moins massives et qui se traduisent en tout état de cause par un poids supplémentaire. A telles enseignes que les Japonais, ayant voulu réaliser un chasseur particulièrement léger pour avoir une vitesse ascensionnelle aussi élevée que possible, ont construit le Mitsubishi S-00 littéralement d'un seul bloc : l'aile n'est même pas démontable du fuselage, ce qui donne un ensemble très léger mais évidemment à peu près impossible à réparer. Une conception aussi extrême ne peut convenir qu'à de petits appareils et ne serait pas de mise pour des avions plus importants dont le prix beaucoup plus élevé rend la réparation indispensable.

En ce qui concerne les temps de fabrication, il est certain que la réalisation des assemblages coûte un certain nombre d'heures de travail. Mais il est juste d'ajouter que la démontabilité permet aussi de disséminer davantage, et donc de mieux organiser les fabrications : il peut en résulter un gain de temps appréciable, comme nous l'avons vu en 5,421,4 — encore que le fractionnement de l'appareil à la fabrication (qui est une quasi-nécessité dans une construction de série bien ordonnée) n'entraîne pas nécessairement une démontabilité en utilisation, l'assemblage final des ensembles construits séparément pouvant se faire par rivetage et n'être plus démontable en service : nous l'avons déjà dit en 5,434.



## 5,52 - INTERCHANGEABILITÉ

521

## CONDITION FONDAMENTALE

Pour obtenir l'interchangeabilité, il faut pouvoir faire coïncider, de l'un à l'autre des ensembles et éléments à assembler, tous les paramètres qui définissent les points de fixation. Ces paramètres sont :

- les *distances, écartements* ou *entre-axes* (cotes  $E, E'$ , de la figure 5,521).
- les *orientations*; lorsqu'on a fait coïncider, d'un ensemble à l'autre, un

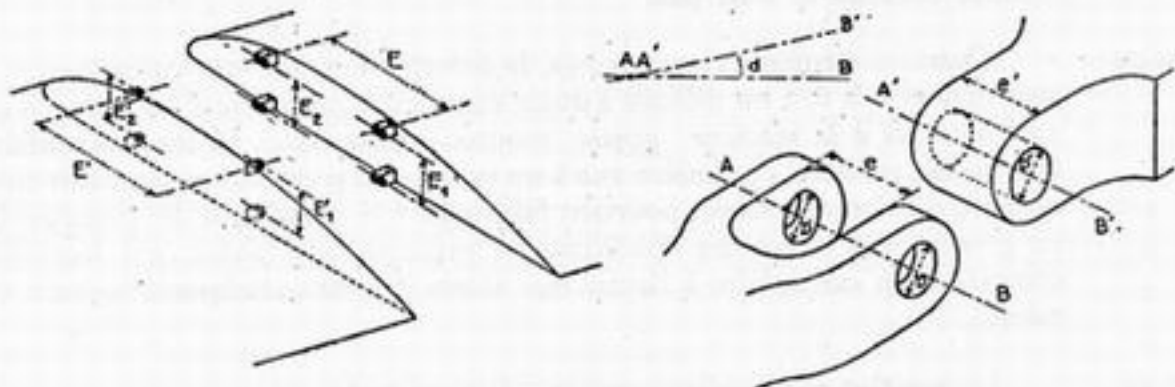


Fig. 5,521.

point  $AA'$  d'un axe géométrique  $AB, A'B'$  qui doit devenir commun, il faut que les axes  $AB, A'B'$  coïncident entièrement, sans qu'il subsiste de divergence telle que  $d$  (v. fig. 5,521).

- les *diamètres* et d'une façon générale les cotes de toutes les parties qui s'emboîtent les unes dans les autres (par exemple cotes  $DD'$  et  $ee'$  de la figure 5,521).

Ces paramètres doivent être inventoriés dans chaque cas particulier. Il est important de souligner que les conditions résultant de cette analyse doivent être *toutes* satisfaites simultanément, sans qu'on puisse faire un choix entre elles, ni qu'une solution heureuse de l'une dispense en aucune façon de s'occuper des autres, comme le croient certains esprits simplistes qui s'imaginent avoir assez fait pour l'interchangeabilité, parce qu'ils ont introduit par exemple des rotules aux points d'attache.

5,522

## DIFFICULTÉ DE LA QUESTION

5,522.1

La dernière catégorie (diamètres) des paramètres énumérés ci-dessus est facile — quoique parfois onéreuse — à obtenir avec une grande précision : elle ne pose que des problèmes de mécanique courante, déjà standardisés d'ailleurs par les Normes du Comité de Normalisation de la Mécanique (C. N. M.).

Les deux premières catégories au contraire (entre-axes, orientations) demandent de l'ingéniosité et une étude spéciale dans chaque cas particulier. Il faut en effet se souvenir que la construction des avions s'apparente non pas à la construction mécanique, comme celle des moteurs, qui ne comporte que des *usinages*, réalisables aussi précis que l'on veut — mais à la charpente ou à la carrosserie, qui comportent des assemblages (rivetages, soudures, etc...) et des formages, opérations beaucoup moins précises et susceptibles d'entraîner diverses déformations.

C'est pourquoi notre étude ne portera pas d'une manière générale sur le principe des tolérances d'usinage, sur leur classification, sur la manière de les obtenir et sur leur vérification — toutes questions supposées connues, et qui ont fait l'objet d'une normalisation pour l'ensemble des Industries Mécaniques, dans le but notamment de réduire le nombre des calibres nécessaires.

Nous nous occuperons seulement ici des problèmes particuliers, et d'ailleurs spécialement difficiles, que pose l'obtention d'une bonne interchangeabilité dans les charpentes des avions.

5,522.2

Cette difficulté a besoin d'être un peu analysée.

La précision et la rigidité qu'on s'attache à donner aux outillages de fabrication peuvent paraître suffisantes a priori pour assurer l'interchangeabilité. En réalité, elles ne le sont pas.

5,522.21

Dans les éléments chaudronnés, la déformation, souvent considérable, qu'on doit donner à la tôle est difficile à doser avec précision, *même si les pièces en question sont obtenues à la machine* : presse, mouton-presse, etc... Si invraisemblable que cela puisse paraître à première vue à un esprit non prévenu, on pourrait citer telle nervure d'avion de chasse, pourtant fabriquée à la presse par le procédé Guérin en grande série dans des conditions en principe invariables, sur laquelle on a constaté d'un exemplaire à l'autre des écarts de cotes atteignant jusqu'à 5 millimètres.

5,522.23

La question se complique encore si l'on passe des pièces primaires aux ensembles composés.

En effet, le rivetage comportant des chocs violents (marteau frappeur) ou l'application d'une forte pression (parfois de l'ordre de 2 tonnes), provoque toujours une certaine déformation locale des pièces autour du rivet. Les rivets étant nombreux et assez rapprochés, ces déformations, si l'on ne prend pas de précautions spéciales, s'additionnent de proche en proche.

On peut citer l'exemple suivant : pour exécuter correctement le rivetage d'une âme sur des semelles en cornières dans le longeron d'aile (dissymétrique) d'un autre avion de chasse, on était conduit à fléchir par un poids, d'une façon très prononcée, les semelles et l'âme avant l'opération, afin qu'une fois le rivetage terminé, l'ensemble du longeron se trouvât à peu près rectiligne.

Assurément, si l'ensemble est solidement maintenu dans un bâti de montage, ces déformations peuvent ne pas apparaître aussitôt, mais elles se manifestent dès que l'ensemble est sorti du bâti et que les tensions se trouvent libérées.

5,522.24

De même, dans la construction en tubes d'acier soudés, le retrait accompagnant le refroidissement ne peut s'effectuer librement sur les bâtis de montage et engendre des tensions internes qui, lorsqu'on sort l'ensemble du bâti, provoquent des déformations compromettant l'interchangeabilité.

5,522.3

En d'autres termes, chacun sait qu'il est toujours impossible de réaliser une pièce ou un ensemble *rigoureusement* à la cote nominale : on peut seulement approcher cette cote avec une certaine tolérance de fabrication. Il s'agit de déterminer le degré de précision *nécessaire* dans chaque cas, c'est-à-dire la tolérance à respecter : cette tâche incombe à l'ingénieur du bureau d'études qui conçoit l'appareil. Il faut ensuite étudier les outillages à employer pour y parvenir : ceci est le travail de l'ingénieur de fabrication. Mais on conçoit qu'une liaison étroite soit nécessaire entre ces deux ingénieurs, car le travail du second est entièrement conditionné par la marge que lui laisse le premier : il peut être pratiquement (c'est-à-dire industriel-

lement) impossible, si cette marge est trop stricte; il peut au contraire devenir simple et atteindre un rendement excellent si la marge laissée atteint ou dépasse les écarts couramment obtenus sans aucune précaution particulière.

C'est vers ce deuxième cas qu'il faut tendre dans toute la mesure du possible, mais la difficulté vient alors de la nature spéciale de la construction aéronautique, dans laquelle les questions de sécurité ont un caractère plus aigu que dans tout autre, et où le moindre jeu, surtout à l'encastrement des structures cantilever, risque souvent de donner naissance à des vibrations dangereuses.

On voit que le problème se complique singulièrement, puisqu'il s'agit de *rechercher des conceptions qui permettent de se passer le plus possible de tolérances strictes, tout en n'introduisant aucun jeu dans les assemblages.*

## 5,523 CONCEPTION DE PRINCIPE

Comme toujours, les solutions les plus simples — donc les meilleures — sont celles qui interviennent dès la conception même de l'avion; Nous allons en citer quelques-unes, en commençant par les plus générales et en terminant par des solutions plus particulières qui sont aussi beaucoup plus élégantes.

### 5,523.1 Multiplication des points de fixation.

Un premier moyen d'arriver à l'interchangeabilité consiste à localiser les points de fixation en des endroits travaillant peu et à multiplier le nombre de ces points de fixation pour que le taux de travail des organes d'assemblage soit très faible. On peut alors accepter que tous les points de fixation ne travaillent pas simultanément, ou tout au moins ne travaillent pas d'une façon égale, mais on est certain qu'il y en a toujours suffisamment qui travaillent dans de bonnes conditions pour éviter tout danger de rupture. Il en résulte la possibilité de tolérances assez larges qui n'exigent pas de grandes précautions dans la fabrication et assurent l'interchangeabilité sans difficulté.

Cette solution est plutôt lourde, en raison des surabondances qu'elle comporte. De plus, elle ne favorise pas la démontabilité puisqu'elle augmente le nombre des organes d'assemblage à enlever.

On peut citer comme exemple de cette conception l'assemblage de l'aile au fuselage dans le Curtiss 75. Le fuselage étant posé sur l'aile qui le traverse d'une façon continue (ce qui fait que cette liaison travaille peu), il suffit d'assurer une simple solidarisation de ces deux ensembles pour les efforts latéraux ou le vol inversé. A cet effet, les flancs du fuselage sont attachés par de nombreux boulons à deux cornières de forme directement fixées sur l'extrados du profil (1).

### 5,523.2 Boulons travaillant en traction.

5,523.20 Une deuxième solution consiste en un choix judicieux du genre des efforts à faire passer par les points de fixation. Lorsque des axes d'assemblage importants travaillent au cisaillement, il est nécessaire qu'ils soient parfaitement ajustés aux alésages correspondants. S'ils ne travaillent qu'en traction, au contraire, on peut laisser sans inconvénient des jeux appréciables entre les axes et les alésages, ce qui évite les difficultés à la fabrication.

(1) Malgré l'emploi dans les deux cas de cornières à la forme du profil et de nombreux boulons, on voit que cet assemblage où les boulons travaillent au cisaillement — ou même par simple frottement — est très différent de celui (décrit en 4,712.1) qui réunit les deux demi-ailes dans le plan de symétrie du même appareil, et où les boulons travaillent en traction.



On peut donc s'efforcer de concevoir les liaisons de telle façon que les organes d'assemblages soient des boulons travaillant en traction, afin d'obtenir économiquement l'interchangeabilité.

5,523.21 *Principe.*

D'une manière générale, on sait qu'on peut solidariser complètement deux solides indéformables en assurant à la fois :

- la fixation d'un point du premier par rapport au second;
- l'interdiction de tout mouvement ultérieur de rotation des deux corps l'un par rapport à l'autre, autour de ce point commun.

Si l'on veut réaliser matériellement ces deux conditions en ne faisant appel qu'à des boulons travaillant en traction, la fig. 5,523.21 A, dans laquelle les traits forts représentent de tels boulons, « nageant » dans leur alésage pour éviter tout cisaillement, et ayant pour seul effet d'interdire toute translation parallèle à leur axe, montre

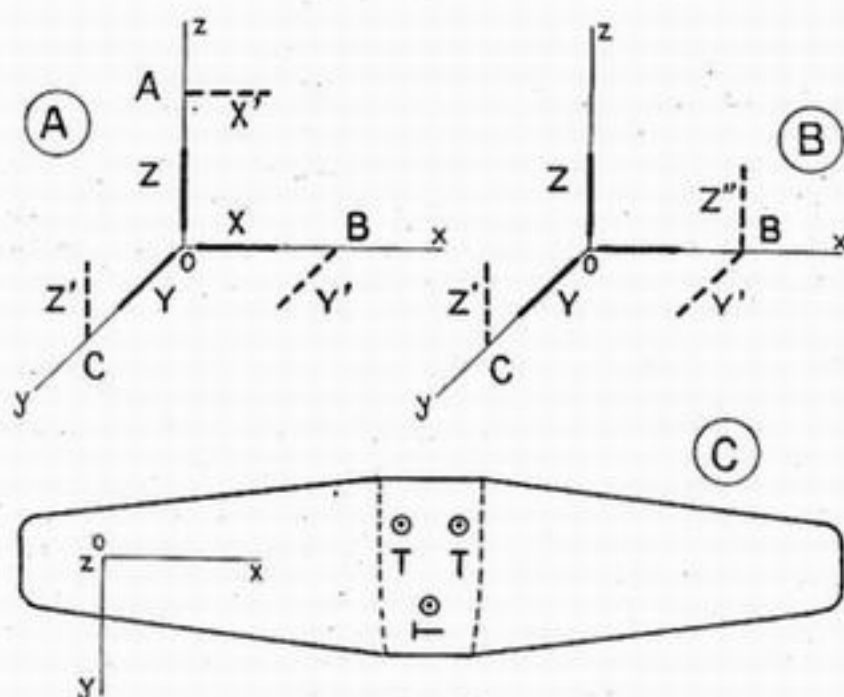


Fig. 5,523.21.

qu'on peut atteindre le résultat cherché par l'emploi simultané :

- de 3 boulons concourants X Y Z, parallèles respectivement aux axes  $O x y z$ , pour fixer le point O;
- et de 3 boulons X' Y' Z' parallèles aux précédents, mais décalés à une certaine distance pour engendrer avec les premiers des couples de réaction capables de s'opposer à toute rotation autour des trois axes.

S'agissant de deux solides quelconques, nous avons réparti également les boulons entre les 3 directions  $O x y z$  par raison de symétrie — mais cette disposition n'a rien de nécessaire. En particulier, il y a un intérêt évident à prendre aussi grands que possible les bras de levier des couples, tels que OA ou OB ou OC — et la forme particulière des corps réels à envisager peut conduire dans ce but à des dispositions différentes.

Si nous envisageons par exemple l'assemblage d'un fuselage avec une voilure traversante (v. fig. 5,523.22) les dimensions de cette dernière selon  $Oz$  sont négligeables devant ses dimensions selon  $Ox$  et  $Oy$  : or le seul rôle du boulon X' est d'interdire la rotation autour de  $Oy$ , et ce rôle sera aussi bien rempli par un autre boulon tel que Z'' (v. fig. 5,523.21 B) toujours perpendiculaire à ce même axe mais prenant son point d'attache dans le plan  $xOy$ , ce qui permettra un bras de levier OB bien supérieur à ce qu'aurait pu être OA. On est donc conduit à 3 boulons parallèles à  $Oz$ , 2 boulons parallèles à  $Oy$  et un boulon parallèle à  $Ox$  — ensemble schématisé par la figure 5,523.21 C dans laquelle les boulons vus de profil sont

représentés sous forme d'un T symbolisant leur tête et leur corps; et les boulons vus en bout sous forme d'un point à l'intérieur d'un petit cercle symbolisant l'alésage dans lequel ils nagent.

5,523.22 *Voilure traversante.*

5,523.221 Reprenons en termes plus directs l'exemple important du fuselage et de l'aile continue traversant celui-ci.

Les efforts principaux <sup>(1)</sup>, perpendiculaires à la voilure, peuvent être pris en traction par trois boulons parallèles à  $Oz$  (v. fig. 5,523.22). Ainsi se trouve fixée par trois points la position du plan de l'aile, qui, si les boulons ont un jeu important dans leurs alésages, peut encore glisser et pivoter parallèlement à lui-même sous l'effet de la traînée (efforts parallèles à  $Oy$ ) et éventuellement du dérapage (composante parallèle à  $Ox$ ). Ces efforts sont d'ailleurs faibles devant ceux dus à la portance, et le frottement dû au serrage des boulons verticaux pourra souvent suffire à les tenir. Cependant, si ce frottement est insuffisant, il n'est que d'interdire dans le plan de la voilure les translations par deux boulons, parallèles respectivement à  $Ox$  et  $Oy$ , et les rotations par un troisième boulon, parallèle à l'un des deux précédents, avec lequel il pourra établir un couple de réaction capable de s'opposer à toute rotation du plan de l'aile sur lui-même.

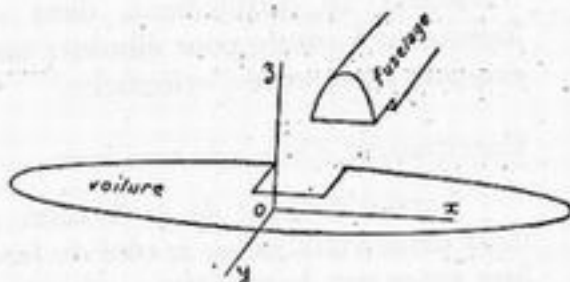


Fig. 5,523.22.

Nous retrouvons ainsi les 6 boulons du paragraphe précédent, dont 3 sont parallèles à  $Oz$ , 2 parallèles à  $Oy$  et 1 parallèle à  $Ox$ . Tous ces boulons ne travaillant qu'en traction, il est évident qu'on pourra leur laisser par rapport aux alésages où ils pénètrent, des jeux aussi importants que l'on voudra, grâce auxquels on pourra rattraper tous écarts de fabrication sur les entre-axes. La question des tolérances diamétrales a également disparu. Seule subsiste l'obligation d'un dressage correct, des faces d'appui des boulons, c'est-à-dire de tolérances strictes sur les orientations, encore que cette dernière sujétion elle-même puisse être évitée par l'emploi judicieux de rotules, portées bien entendu par des plaquettes susceptibles de translation pour conserver le bénéfice du « flottement » des axes dans les alésages.

Un tel assemblage pourrait donc être théoriquement excellent pour assurer l'interchangeabilité.

5,523.222 Mais l'exposé qui précède suppose qu'on considère l'aile et le fuselage comme constituant chacun un ensemble parfaitement rigide, et susceptible d'être saisi par n'importe quel point. Dans la pratique, ces ensembles sont déformables et comportent chacun des pièces maîtresses de résistance dont le nombre et la disposition varient suivant le type de construction adopté. Il n'est donc pas toujours possible de trouver, dans une structure donnée, des points d'attache qui se prêtent véritablement à une fixation de ce genre avec une transmission correcte des efforts. Cependant, si l'on garde bien présents à l'esprit les principes qui viennent d'être énoncés, on arrivera souvent à leur trouver une application, au moins partielle, suffisante pour améliorer grandement l'interchangeabilité.

(1) Cette expression peut paraître mal fondée pour une aile basse si l'on ne songe qu'au vol normal ou à la ressource : le fuselage étant posé sur l'aile (cas de la figure) il s'agit alors en effet d'un simple appui et les efforts sont nuls dans les boulons parallèles à  $Oz$  — mais il ne faut pas oublier le cas du vol sur le dos ou de la ressource inversée, où les efforts de séparation deviennent importants et sollicitent ces boulons en traction. De plus, notre raisonnement vaut aussi bien pour une aile haute.

Un exemple d'application partielle est donné par l'attache du fuselage de l'avion de chasse allemand Focke-Wulf 190 sur l'aile basse qui comporte, comme nous l'avons vu en 4,111.421.3, une sorte de monolongeron traversant. La pseudo-semelle correspondante (v. fig. 5,523.222) est percée de deux trous suralésés livrant passage à deux boulons verticaux remplissant les fonctions qui viennent d'être dites. Le troisième boulon vertical et les boulons horizontaux sont remplacés par un autre mode d'attache, réalisé au niveau de l'âme arrière (qui ne traverse pas) au moyen de deux axes travaillant au cisaillement, dans des logements à rotule pour éliminer toute exigence rigoureuse d'orientation.

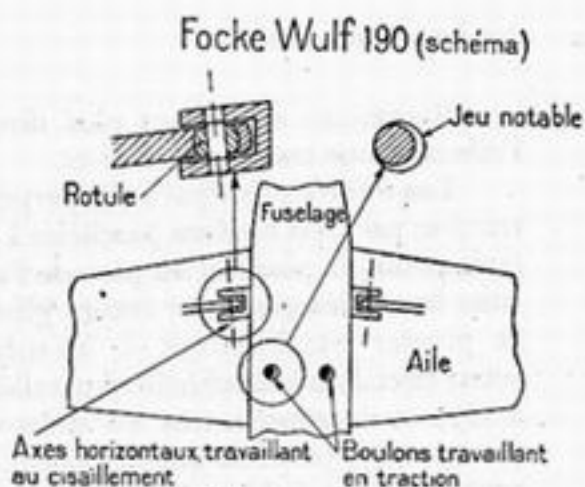


Fig. 5,523.222.

### 5,523.23 Encastrement d'une aile cantilever.

Lorsqu'il s'agit de la fixation de deux demi-voilures sur le côté du fuselage ou de l'assemblage de tronçons de voilure entre eux, le problème présente un aspect différent.

### 5,523.231

Comme, dans une aile cantilever, les écartements entre les points de fixation haut et bas sont toujours faibles comparés à l'envergure, surtout si la voilure est mince, les tractions et compressions provenant du moment fléchissant sont beaucoup plus importantes que les efforts envisagés dans les exemples qui précèdent. D'autre part, pour que les boulons correspondants travaillent en traction, il est nécessaire qu'ils soient parallèles à l'envergure.

Dans les structures en caisson pur où les efforts sont très répartis, on peut multiplier les boulons d'assemblage : c'est le cas de la jonction entre les deux demi-voilures du Curtiss 75, décrite en 4,712.1. Mais dans les structures à éléments de résistance localisés, il faut des boulons de forte section (donc lourds) car on ne peut en augmenter beaucoup le nombre, puisqu'ils doivent se trouver sur des pièces principales étroites, telles que longerons et faux-longerons.

### 5,523.232

Au contraire, la liaison par axes travaillant au cisaillement, généralement mauvaise au point de vue de l'interchangeabilité (pour les raisons dites en 5,523.20), présente cette commodité qu'on peut se contenter d'axes de section modeste puisqu'il est possible d'augmenter la section de cisaillement en augmentant le nombre des oreilles des chapes — solution qui aggrave d'ailleurs les difficultés au point de vue de l'interchangeabilité.

D'autre part, les axes travaillant au cisaillement transmettent à la fois les efforts venant des semelles (moment fléchissant) et ceux venant des âmes (effort tranchant). Au contraire, les boulons travaillant en traction, si l'on veut qu'ils restent tels, ne peuvent se charger de l'effort tranchant, qu'il faut avoir soin de transmettre autrement : par exemple par une bielle spéciale comme dans l'assemblage de l'aile au fuselage du Lioré 45 (Cf. 4,713.12)<sup>(1)</sup> dont le cas, bien qu'il ne comporte pas effectivement de *boulons* travaillant en traction, ressemble beaucoup à celui que nous étudions ici.

Enfin, lorsqu'il s'agit d'encaisser des efforts élevés dans des liaisons vitales, rappelons que l'assemblage par boulons travaillant en traction n'est pas sans soulever, malheureusement, de sérieuses difficultés au point de vue capital de la

(1) Et fig. 4,712.3 B.



résistancé aux efforts alternés. En effet, tandis qu'un boulon travaille très correctement au cisaillement, sa partie cylindrique pouvant être rectifiée, il travaille par contre très mal en traction aux efforts alternés ou répétés : les fonds de filets, l'implantation de la tête sur le corps cylindrique, constituent autant d'amorces de criques. Il est donc essentiel, comme nous l'avons vu en 4,713.2, de prendre un certain nombre de précautions pour cet emploi.

5,523.233

Ces différentes supériorités techniques des axes travaillant au cisaillement conduisent à se demander s'il n'y aurait pas lieu de proscrire systématiquement les boulons travaillant en traction dans le cas de l'encastrement d'une aile cantilever.

Ce serait sans doute aller trop loin. En réalité, c'est affaire de cas particuliers, et plusieurs exemples prouvent que la solution est parfaitement viable. Ainsi, dans l'attache d'aile extrême sur le plan central du Henschel 129, chaque semelle de longeron se termine par une ferrure s'épanouissant horizontalement et comportant de chaque côté du plan de l'âme un alésage parallèle à l'envergure où « nage » le boulon avec un jeu de l'ordre de 2 mm. Il en est de même du longeron avant d'empenage horizontal du Junkers 88.

Mais la comparaison que nous venons de faire permet d'apprécier tout l'intérêt qui s'attache à l'amélioration, au point de vue de l'interchangeabilité, de la solution des axes travaillant au cisaillement, par ailleurs si séduisante au point de vue technique. Nous allons voir qu'une telle amélioration est parfaitement possible.

### 5,523.3 Axes perpendiculaires.

5,523.31

On ne peut, comme nous l'avons déjà dit en 5,523.20, esquiver avec des axes travaillant au cisaillement, l'obligation de tolérances strictes sur les diamètres des axes et de leurs alésages. Mais nous savons que ce sont justement les tolérances les plus aisément (sinon les plus économiquement) réalisables. Il reste à voir si l'on peut du moins s'arranger pour éliminer les autres.

Nous allons montrer qu'on peut s'affranchir des tolérances les plus difficiles à respecter, c'est-à-dire celles relatives aux entr'axes et à l'obliquité, en faisant usage d'axes concourants, par exemple perpendiculaires entre eux.

5,523.32

Le Messerschmitt 109 offre un exemple de réalisation très élégante de ce principe (voir fig. 5,523.32) pour l'attache d'une aile monolongeron sur un fuselage. La semelle inférieure du longeron est fixée au fuselage par un axe horizontal; elle se termine par une patte verticale, qui pénètre entre les deux branches d'une chape portée par le fuselage et dont l'ouverture est largement surabondante pour la largeur de la patte à contenir. Au contraire, la semelle supérieure du longeron s'attache au fuselage par un axe vertical traversant les deux branches d'une chape terminale portée cette fois par la voilure, et entre lesquelles s'engage, toujours avec un jeu considérable, une patte horizontale portée par le fuselage. Le jeu entre les pattes est dans les deux cas de l'ordre de 2 mm. Par contre, il n'y a aucun jeu entre les deux alésages.

Il est toujours facile de mettre en concordance les centres respectifs des axes. En effet, pour monter l'aile on commence par mettre en place l'axe inférieur, on soulève ensuite la voilure autour de cette charnière de la quantité nécessaire pour que la patte supérieure arrive en face de l'alésage de la chape du fuselage, *ce qui est toujours possible*, en raison des jeux considérables laissés entre les pattes d'attache. Ceux-ci pourtant n'entraînent pas de flottement dans la fixation de la voilure parce que, du fait que les deux axes sont perpendiculaires entre eux, chacun verrouille le mouvement parallèle à l'axe de l'autre.

Les exigences rigoureuses sur les entr'axes et sur les écartements des chapes doubles ayant simultanément disparu, Messerschmitt a encore supprimé élégamment la tolérance sur l'orientation des axes, en munissant chaque patte d'attache simple d'une rotule (v. fig. 5,523.32). Ainsi lors de la présentation de la voilure, la coïncidence exacte des centres des rotules ayant été obtenue très aisément comme il a été dit ci-dessus, si les axes géométriques des deux ferrures ne sont pas en coïncidence angulaire, les rotules prennent d'elles-mêmes l'orientation nécessaire

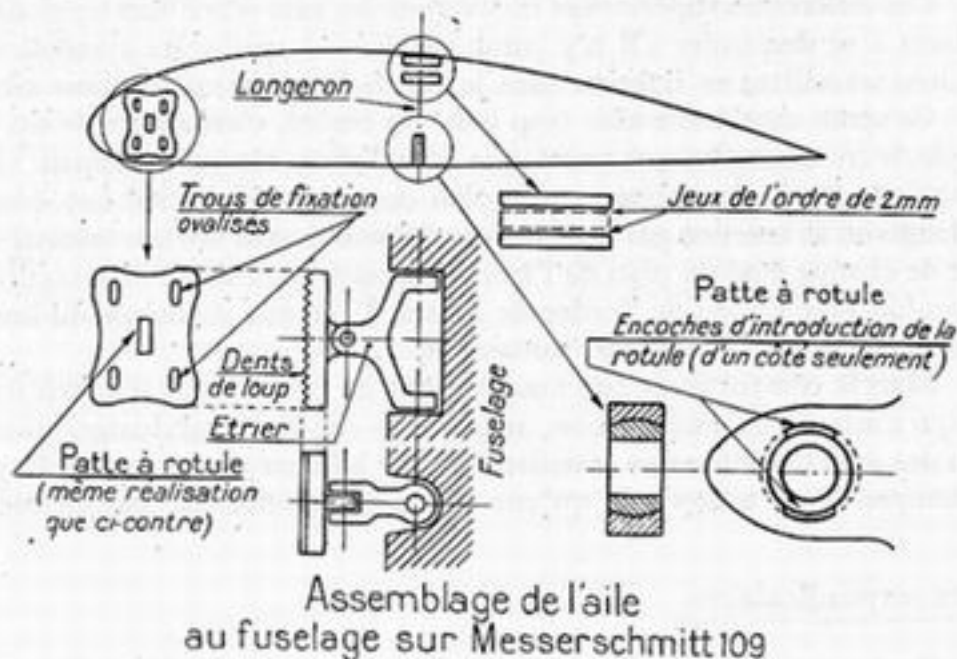


Fig. 5.523.32.

pour y remédier d'une façon parfaite. On voit en passant que ceci est possible à réaliser à cause de la symétrie des deux assemblages, dont chacun comporte une patte simple et une chape à deux branches; la rotule est toujours portée par la patte simple.

Dans cet assemblage Messerschmitt il ne subsiste finalement qu'une seule catégorie de tolérances très rigoureuses à respecter : les tolérances *diamétrales* pour les axes et alésages des chapes et des rotules. Elles peuvent être très facilement respectées au moyen d'opérations d'usinage tout à fait courantes : on n'a finalement qu'à réaliser, par rectification sphérique, des rotules bien ajustées dans leur logement — puis, par rectification cylindrique, des axes qui entrent très exactement, avec un jeu aussi infime que l'on voudra, dans les trous des rotules et des chapes, pour obtenir un montage à la fois facile, sans jeu, et très parfaitement interchangeable.

5.523.33

Cet assemblage encaisse les efforts de flexion, il reste à encaisser les efforts de torsion. Pour cela il faut un point de fixation supplémentaire, qui dans le Messerschmitt 109 est à l'avant. Il est encore réalisé par une patte verticale unique à rotule, d'axe horizontal, qui vient se prendre entre les deux branches d'une chape articulée sur le fuselage (voir détail fig. 5,523.32).

Comme la position de la voilure par rapport au fuselage est entièrement conditionnée par les paramètres de montage du longeron principal, le point de fixation qui est à l'avant risque de ne pas être en coïncidence avec le point prévu. C'est pourquoi on lui a donné deux latitudes de réglage, l'une verticale, l'autre horizontale, dans le plan de la nervure d'emplanture.

Pour obtenir le réglage vertical, la patte simple liée à la voilure est portée par



une plaquette striée de fines dents de loup horizontales, serrée contre la nervure de rive par des boulons passant à travers des trous de fixation fortement ovalisés dans le sens vertical (v. fig. 5,523.32) : le cisaillement est donc pris par les dents de loup, les boulons ne servant qu'à la mise en place de celles-ci à la hauteur convenable et à leur maintien « en prise ».

La latitude de réglage dans le sens horizontal est donnée par le fait que la chape double côté fuselage est portée par un étrier, lui-même articulé sur le fuselage autour d'un axe vertical, qui permet de lui donner un débattement important dans le sens de la profondeur d'aile, pour rattraper tout écart éventuel sur l'entre-axe entre la plaquette et le longeron principal.

Cet ensemble est un modèle du genre au point de vue interchangeabilité.

Sauf la tolérance sur les diamètres, on arrive ainsi au même résultat que par le procédé des boulons travaillant en traction, et avec 3 axes seulement au lieu de 6 boulons. De plus, la démontabilité est facilitée, au lieu d'être compliquée comme dans la solution indiquée en 5,523.1 : l'aisance du montage et du démontage de la voilure du Messerschmitt 109 est remarquable.

5,523.34

Tel qu'il vient d'être décrit, cet assemblage est tout à fait particulier à la structure monolongeron. Toutefois, on trouve dans le Siebel 204 un exemple d'application des mêmes principes avec 4 points d'attache et non plus trois. L'aile de cet avion comporte en effet, outre un longeron principal s'attachant au fuselage exactement comme le monolongeron du Messerschmitt 109, deux longerons secondaires (avant et arrière) s'attachant chacun sur le fuselage par un axe unique horizontal, au moyen d'une patte simple à rotule, rapportée sur la ferrure terminale du faux-longeron correspondant par une plaquette striée de deux réseaux de fines dents de loup perpendiculaires entre elles, et venant aboutir entre les oreilles d'une chape double portée par le fuselage et dont l'ouverture dépasse d'un centimètre environ la valeur strictement nécessaire. Ainsi, pour les attaches des longerons secondaires, on rattrape les écarts d'entre-axe des longerons par l'ouverture des chapes de fuselage, les écarts sur la position de l'axe en hauteur ou en envergure par les dents de loup, et les écarts sur son orientation par la rotule.

5,523.35

De l'exposé qui précède, retenons que l'installation d'axes perpendiculaires entre eux autorise d'une manière générale de précieux accommodements avec la cote d'entre-axe qui les sépare. On peut utiliser cette propriété même sur un bilongeron : ainsi le longeron avant du Hawker « Typhoon » (1) est relié au fuselage par deux axes horizontaux, tandis que son longeron arrière s'attache par deux axes verticaux, d'où il résulte qu'aucune précision scrupuleuse n'est nécessaire sur l'entre-axe entre les longerons avant et arrière, la rigueur restant par contre nécessaire pour les distances entre deux axes parallèles, c'est-à-dire dans le cas présent entre les semelles supérieure et inférieure d'un même longeron. Cette discrimination est d'ailleurs heureuse, la hauteur d'un longeron étant plus facile à assurer rigoureusement (avec l'aide au besoin d'une ferrure terminale, cf. 5,524.33) que la distance beaucoup plus grande entre deux longerons. Avec une telle disposition, il reste à assurer une bonne fixation en torsion. Faute de mieux, on aura toujours le recours de combler par des cales d'épaisseur convenable les jeux existant entre les pattes d'attache simples d'une part, et les oreilles des chapes dans lesquelles elles s'insèrent, d'autre part. La nécessité d'un tel jeu de cales rend assurément

(1) Nous ignorons d'ailleurs si cet appareil profite effectivement de ces latitudes d'interchangeabilité, c'est-à-dire s'il existe un jeu important entre les pattes d'attache simples et les oreilles des chapes.

Il n'en était certainement pas ainsi dans l'avion précédent du même Constructeur, le « Hurricane », dans lequel les faces des chapes sont exactement ajustées.



la solution moins parfaite au point de vue interchangeabilité, mais il reste tout de même une grande facilité de montage, qui est loin d'être négligeable.

## 5,524 RÉALISATION DES ASSEMBLAGES

Lorsque pour certaines liaisons on n'a pu, par une *conception* heureuse, obtenir l'interchangeabilité sans avoir besoin de tolérances rigoureuses, il faut arriver aux cotes exactes par la *réalisation* des assemblages. On a alors à sa disposition trois moyens qu'on doit classer dans l'ordre de préférence suivant :

- 1° Emploi de ferrures et organes d'assemblage réglables;
- 2° Possibilité de déformations notables;
- 3° Fabrication avec des tolérances rigoureuses sur les paramètres de fixation.

### 5,524.1 Ferrures et organes d'assemblage réglables.

Ce moyen consiste à réaliser des ferrures ou des organes d'assemblage sur lesquels on peut faire varier au moment du montage certains paramètres qui seraient trop difficiles à obtenir avec rigueur à la fabrication.

Les systèmes les plus courants qui permettent les réglages sont :

- en distance ou position : les vis, excentriques, dents de loup parallèles, jumelles articulées intermédiaires, etc...
- en orientation : les rotules, les cardans, etc...
- en diamètre : les axes extensibles, les axes coniques, etc...

Il existe naturellement d'autres systèmes, et l'on peut faire beaucoup de combinaisons de ces diverses dispositions pour résoudre les problèmes d'interchangeabilité. Nous allons étudier seulement quelques cas typiques.

### 5,524.11 Axes extensibles - Axes coniques.

Les axes extensibles et les axes coniques ne dispensent que de la tolérance diamétrale stricte sur l'axe, la plus facile à obtenir, mais non pas de celle portant sur les alésages qui est précisément la plus délicate. En effet, la seule possibilité qu'ils apportent est d'ajuster l'axe au plus petit des deux alésages à mettre en présence : ils n'enlèvent rien à la nécessité pour ces deux alésages d'être réalisés à des dimensions très voisines l'une de l'autre si l'on veut éviter les jeux.

Citons quelques exemples.

5,524.111 L'axe extensible du Morane 406 (v. fig. 5,524.11) est une bague creuse, et d'ailleurs fendue, à l'intérieur de laquelle on introduit un noyau composé de deux

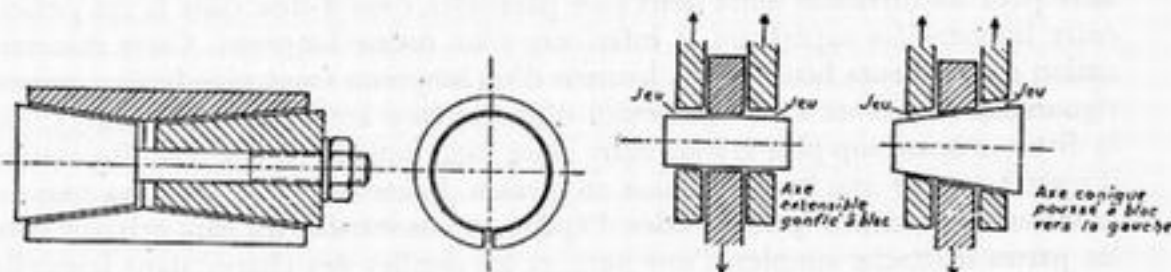


Fig. 5,524.11.

parties coniques. On serre avec un écrou pour faire varier le diamètre extérieur de l'axe.

Un dispositif de ce genre est assez compliqué à usiner pour peu de bénéfice,

puisqu'il est si les alésages respectifs des deux chapes à assembler ne sont pas égaux, l'axe extensible ne permettra pas de rattraper la différence.

C'est l'alésage qu'il faudrait pouvoir rendre extensible pour réaliser un progrès substantiel.

1,524.112 L'axe conique du Nieuport 161 (v. fig. 5,524.11) présente sur l'axe cylindrique l'avantage de permettre une plus grande facilité de montage, puisqu'il peut être introduit, par sa petite extrémité, même si les trous des chapes ne sont pas présentés bien en face l'un de l'autre, et son serrage amène la coïncidence, à condition que celle-ci soit matériellement possible, c'est-à-dire que l'interchangeabilité soit obtenue d'autre part. A ce titre, il est un auxiliaire précieux pour le mode d'interchangeabilité (d'ailleurs médiocre pour les pièces vitales de structure) dont nous parlerons ci-après en 5,524.2 et qui consiste à réserver des possibilités de déformations.

Mais les alésages respectifs des deux ferrures devront être respectés. Une translation de l'axe conique joue le même rôle qu'un gonflement de l'axe extensible, et amène l'axe à remplir exactement le plus petit des deux alésages, mais ne permet pas, en principe, d'arriver à absorber des différences entre les alésages — à moins cependant qu'il y ait un débatement assez grand entre les ailes des chapes pour que celle du milieu puisse se placer par translation juste à l'endroit du cône qui lui convient — encore faut-il ensuite qu'un dispositif spécial (au moins des rondelles) la maintienne dans cette position et lui interdise le mouvement qu'elle pourrait prendre en service du côté des diamètres décroissants.

Il y a d'autre part des précautions à prendre dans le dessin des chapes à alésage conique : il faut que la surface *extérieure* de la chape soit un cône homothétique de celui de l'alésage intérieur. Sinon si on laisse la surface extérieure cylindrique (ce qu'on fait souvent par négligence) l'oreille où se trouve la partie la plus grosse de l'axe conique, et qui par conséquent reçoit les efforts les plus grands puisqu'ils proviennent des plus grandes sections de cisaillement, est justement celle où il reste le moins de matière pour encaisser ces efforts. Elle se déforme donc davantage et les efforts ne sont pas transmis comme il est prévu. Le raisonnement précédent suppose que toutes les oreilles sont d'épaisseur égale : il va sans dire qu'on peut rattraper les choses par une variation d'épaisseur d'une oreille à l'autre, aussi bien que par une conicité extérieure.

5,524.12

*Excentriques.*

Citons, pour montrer l'emploi des excentriques, le moyen par lequel on a cherché à rendre plus interchangeable un assemblage de semelles de longerons en cornières, initialement réalisé par empilage d'éclisses d'acier réunissant les ailes des cornières respectivement de la voilure extrême et du plan central.

En effet, tel qu'il était à l'origine, ce système s'était révélé désastreux au point de vue interchangeable. Les trous préparés pour les nombreux petits boulons à haute résistance traversant la pile d'éclisses et les cornières de duralumin — et qui, encaissant par cisaillement tous les efforts de flexion de la voilure, devaient être particulièrement ajustés <sup>(1)</sup> — n'arrivaient jamais à coïncider rigoureusement et devaient en réalité être percés ou tout au moins réalésés à la demande, lors du montage.

On eut alors l'idée de remplacer la pile d'éclisses par une seule éclisse plus épaisse, de réduire beaucoup le nombre de boulons en les remplaçant par quelques

(1) En effet, malgré le grand nombre des boulons, nous ne sommes pas ici dans le cas favorable envisagé en 5,523.1 sous la rubrique « Multiplication des points de fixation », parce qu'il y manque la condition première, à savoir la localisation des attaches en un endroit travaillant peu.

boulons beaucoup plus gros, et de percer leurs trous de passage, non pas directement dans les éclisses et les cornières, mais dans des rondelles excentrées (v. fig. 5,524.12), de manière à pouvoir, par rotation de ces rondelles, faire coïncider les axes géométriques. Pour faciliter la réalisation matérielle de cette coïncidence, et l'introduction du boulon, le pourtour de ces rondelles fut usiné conique et non cylindrique, dans l'espoir que le serrage occasionné par le vissage du boulon provoquerait à la demande la rotation désirable des excentriques et l'auto-centrage de l'ensemble; mais en fait l'angle du cône étant un angle de coïncement cette rotation ne se produisait pas, et la solution a donné des déboires au point de vue facilité de montage.

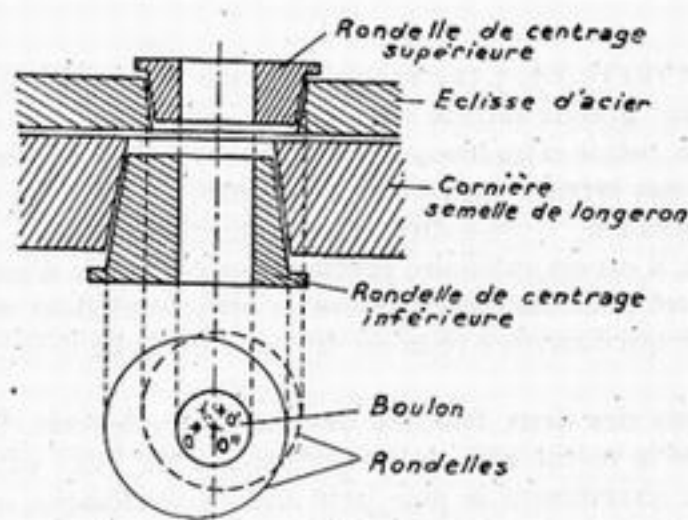


Fig. 5,524.12.  
Eclisses à excentriques (schéma de principe).

Les rondelles de centrage doivent être munies de collerettes extérieures pour permettre leur extraction au démontage, le serrage ayant pour effet de les coincer dans leurs logements.

Cette solution est lourde car elle revient à augmenter le diamètre des trous dans des pièces qui, par essence, travaillent à un taux élevé.

### 5,524.13 Rotules composées.

5,524.131 Les rotules à glissement de translation qui relient les semelles de longeron d'aile extrême et d'aile centrale sur le Heinkel III (voir figure 5,524.131) méritent une mention particulière.

La sphère interne de la rotule, au lieu d'être monobloc comme dans les rotules simples du type courant, est coupée par un plan en deux moitiés A et C susceptibles de glisser l'une sur l'autre, ce mouvement étant guidé et limité à une seule direction (perpendiculaire au plan de la figure) par un axe B logé dans une gorge cylindrique

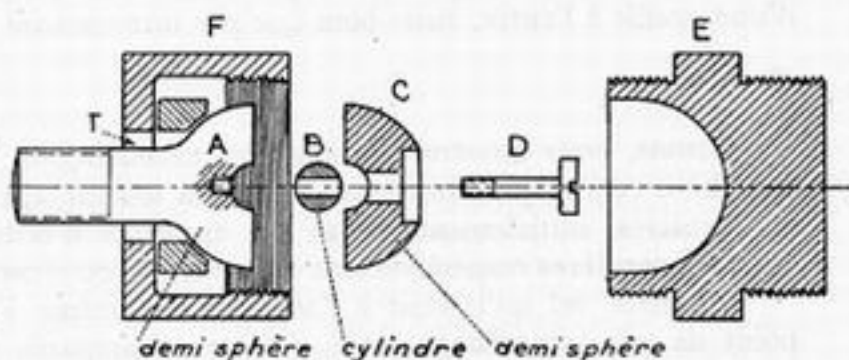


Fig. 5,524.131. — Assemblage d'aile du Heinkel III.

creusée par moitiés dans chacune des faces planes en présence. Un boulon D maintient les pièces au montage, mais son logement dans la demi-sphère C est suralésé (ou tout au moins ovalisé) d'une quantité suffisante pour permettre à celle-ci un libre débattement parallèlement à B, afin de pouvoir se centrer exactement sur l'élément femelle E porté par l'extrémité de longeron en regard. Pour que l'appui soit correct, il faut que cette possibilité de glissement se reproduise également entre les pièces A et F, puisque les cages E et F doivent se visser (donc se centrer exactement) l'une sur l'autre. A cet effet, la portée



sphérique n'est pas taillée dans le boîtier F lui-même, mais dans une sorte de collier intermédiaire dont une face plane dressée peut glisser sur une face plane correspondante du boîtier.

Si l'axe B n'existait pas, les possibilités d'adaptation du système seraient augmentées (mouvement à deux paramètres de liberté au lieu d'un seul), mais il ne serait plus capable de transmettre que des efforts de traction ou compression pure (moment de flexion), et il faudrait ajouter un autre organe de liaison pour transmettre le cisaillement (effort tranchant), tandis que la réalisation Heinkel suffit aux deux fonctions, l'axe B étant orienté perpendiculairement à l'effort tranchant, c'est-à-dire horizontalement. En contre-partie, il faut alors éliminer les écarts de cotes dans le sens perpendiculaire, c'est-à-dire ici dans la distance entre semelles d'un même longeron : sur Heinkel 111 ce rôle était rempli par une ferrure monobloc coiffant l'extrémité du longeron sur toute sa hauteur, d'une semelle à l'autre, et ramenant ainsi la précision de la cote en question à un problème simple d'usinage mécanique (v. ci-après en 5,524.33).

En réalité, 3 des rotules sont de ce type, la quatrième est simple. C'est elle qui sera assemblée la première, puis par des déplacements d'ensemble de rotation laissés possibles et par le coulisement horizontal des rotules composées on fera coïncider les trois autres.

Une généralisation de ce système, avec une translation intérieure réalisée par glissières cette fois, dans deux directions perpendiculaires, était prévue dans la version métallique de la voilure de l'avion SE 100 dont nous avons déjà eu l'occasion de parler.

Signalons aussi une ferrure imaginée par l'Arsenal Aéronautique pour dissocier tous les paramètres d'interchangeabilité, et qui est constituée par une rotule excentrée (v. fig. 5,524.132), dans laquelle les centres des rotules inférieure et supérieure (respectivement  $d$  et  $l$ ) sont excentrés par rapport aux axes de rotation (respectivement  $ef$  et  $mn$ ) des pièces  $a$  et  $g$ . La figure représente l'assemblage réalisé et les centres  $d$  et  $l$  amenés en coïncidence.

Les écarts longitudinaux sont rattrapés par vissage plus ou moins profond de la pièce  $a$ . Les écarts transversaux sont corrigés par rotation des pièces  $a$  et  $g$ , cette rotation étant permise par le fait que la pièce  $g$  n'est pas, comme la pièce  $a$ , directement vissée dans l'élément à assembler, mais constituée par un axe lisse  $h$  traversant celui-ci, et serré au dehors par un écrou non représenté sur la figure. Les écarts d'orientation sont rattrapés par la présence de la rotule.

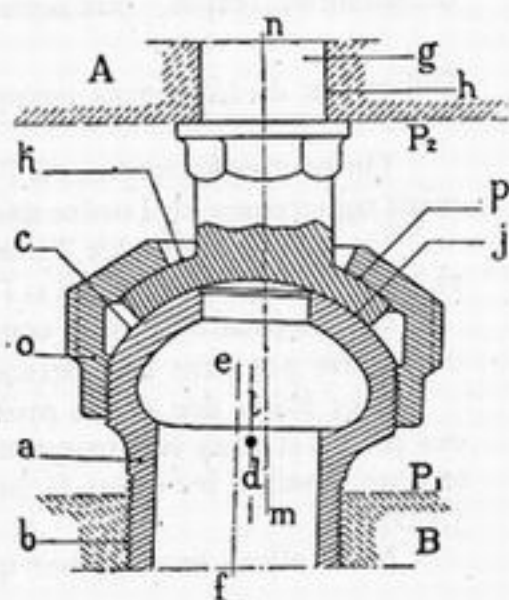


Fig. 5,524.132.

5,524.132

5,524.14

#### Conditions à exiger.

Les principales conditions à exiger de tous ces dispositifs sont :

- d'offrir une résistance mécanique convenable, notamment aux efforts alternés ;
- de ne pas se dérégler après montage ;
- de n'être ni trop lourds, ni trop encombrants.

En effet, ces systèmes, moins élégants et moins simples que ceux qui consistent

à agir sur la formule même de conception de la structure, présentent des inconvénients, tenant surtout à ce que les ferrures et pièces d'assemblage réglables, étant plus complexes que les ferrures ordinaires, sont plus lourdes et plus longues à exécuter.

#### 5,524.2 Possibilité de déformations notables.

Lorsque sur des ensembles terminés, il est possible de faire varier les paramètres de fixation par des déformations obtenues au moyen d'efforts faibles, c'est une façon simple et économique de rendre ces ensembles interchangeable. Ceci ne peut s'appliquer qu'à des liaisons d'ensembles légers ou ne transmettant que des efforts modérés, et ne permet de faire varier que les paramètres de distance ou de position et quelquefois d'angle. On n'obtient généralement qu'un seul degré de liberté, mais on peut l'utiliser avantageusement en combinaison avec d'autres moyens. C'est ainsi qu'on s'en sert souvent sur certains paramètres d'écartement pour les liaisons des gouvernes aux parties fixes. C'est aussi le seul moyen dont on dispose, bien souvent, pour assurer l'interchangeabilité d'éléments chaudronnés déformables (capot, carénages, etc...).

#### 5,524.3 Obligation de tolérances rigoureuses.

5,524.30 On peut enfin imposer à l'ensemble de la fabrication des tolérances extrêmement rigoureuses, de l'ordre des jeux admissibles dans les assemblages eux-mêmes.

Ce moyen d'obtenir l'interchangeabilité est de beaucoup le plus mauvais et on ne doit y recourir que si l'on ne peut l'obtenir par les autres.

On ne peut alors que constater le fait accompli : l'ensemble terminé entre ou n'entre pas dans les tolérances admises. Dans la négative, il doit être rebuté.

Pour éviter des rebuts prohibitifs, il est nécessaire de prendre dans le dessin des pièces et dans la fabrication, un certain nombre de précautions pour limiter le plus possible les effets fâcheux des déformations de fabrication analysées en 5,522.2.

Nous allons en indiquer quelques-unes.

5,524.31 Par exemple, on peut faire absorber ces déformations par des pièces n'ayant pas d'influence sur les liaisons, ou par des affaiblissements des pièces principales. On y parvient en rivant, par exemple, les tôles de revêtements ou d'âmes sur des bords amincis des étirés constituant les semelles de longerons — et non sur ces semelles elles-mêmes.

5,524.32 Les cotes des pièces initiales peuvent être corrigées — ou, dans le cas d'un formage, la déformation imposée à la tôle exagérée — de telle façon qu'après les déformations les cotes se retrouvent correctes. Ceci suppose que les déformations sont toujours les mêmes. C'est à peu près le cas avec l'outillage automatique pneumatique (en particulier avec le C à river ou le marteau monofrappe). Cette correction serait sans doute délicate à étudier, mais valable ensuite une fois pour toutes. Elle serait plus facile dans le cas d'un petit nombre de paramètres à assurer avec précision (points de fixation par exemple) que si ce nombre est grand (fixation par charnières par exemple).

Quelquefois une modification de la matière peut diminuer les déformations : par exemple, sur le Dewoitine 520, on avait envisagé dans ce but de réaliser en acier inoxydable les charnières de fixation du bord d'attaque et du bord de fuite sur le monolongeron.

,524.33

On peut aussi s'arranger pour que dans la mesure du possible, pour un même ensemble, les points de fixation soient réunis par une pièce unique indéformable. Cette solution alourdit la construction et il est bien évident que les ensembles démontables d'avions étant toujours de dimensions importantes, on ne peut concevoir des pièces massives réunissant tous les points de fixation, mais seulement des groupes de points.

Ainsi, pour une emplanture de voilure à deux longerons, on peut avoir une ferrure verticale pour chaque longeron, réunissant les points de fixation haut et bas de ce longeron (nous l'avons vu en 5,524.131 pour le Heinkel 111).

,524.34

Dans les constructions soudées, des soins et un ordre particuliers observés dans l'exécution des différentes soudures font que les tensions locales dans les barres voisines se neutralisent mutuellement en grande partie, ce qui fait que finalement les tensions résiduelles sont peu importantes et les déformations qui en résultent très faibles. On sera cependant bien inspiré, conformément aux principes que nous allons énoncer en 5,524.35, de ne fixer les ferrures d'attache, usinées mécaniquement, que sur l'ensemble terminé de soudure, et mis à la cote rigoureuse, soit par redressage, soit par un usinage adéquat des portées ou des points de fixation des ferrures.

C'est au même principe que répond la réalisation très ingénieuse imaginée par l'Arsenal Aéronautique, que nous avons décrite en 4,311.13, et qui comporte des ferrures flottantes incluses entre les flasques des nœuds d'un treillis « pré-fabriqué » en demi-coquilles embouties, avec fixation définitive de ces ferrures sur gabarit en fin d'opération.

,524.35

Généralisant ce procédé, on peut dire que la réalisation théoriquement la plus satisfaisante consisterait toujours à faire la mise en place des ferrures d'attache et l'usinage final des points de fixation sur l'ensemble terminé et sorti du bâti de montage, mais alors on se heurte aux difficultés de manutention que soulèvent des usinages précis sur des ensembles souvent encombrants.

C'est cependant un procédé devant lequel ne reculent pas les très grosses séries de guerre, justifiant un outillage colossal. Ainsi Ford, dans l'usine de Willow Run, procède-t-il sur des montages géants et cependant très rigides, équipés de machines fixes aux endroits nécessaires, à la réalisation simultanée et rigoureuse de toutes les ferrures de fixation (26 ferrures en tout) servant à relier la voilure du Condidated B 24 « Liberator » à des parties extérieures quelconques.

Le gigantisme n'est d'ailleurs pas une obligation dans l'application de ce principe, et l'on peut imaginer des montages beaucoup plus modestes permettant de saisir un ensemble terminé avec de bonnes garanties sur l'invariance de la référence utilisée, et l'équiper d'une machine précise (perceuse, aléuseuse, etc.) pour une opération déterminée. Témoin l'usinage final des ferrures d'attache de voilure du Messerschmitt 108 « Taifun », dont les 3 axes, parallèles, ne présentent pas encore la solution ingénieuse étudiée en 5,523.3 pour le Me 109, et nécessitent donc des précautions de cette nature. La petitesse relative de cette voilure permet de s'en arranger même à l'échelle d'une usine modeste, mais il est certain que l'encombrement de ce genre de bâtis et des manipulations correspondantes, portant sur des ensembles terminés, augmentent de façon fort gênante avec le tonnage de l'appareil.

,524.36

D'autre part, pour les grands écartements, dans les constructions en duralumin, nous avons déjà parlé en 5,413.3 d'une autre source d'erreurs, à savoir la variation de température qui peut créer des différences de dilatation entre les outillages et les ensembles. Nous avons indiqué qu'on pouvait se trouver conduit pour cette



raison à construire certains outillages (ou certaines de leurs parties) en duralumin, — ou, si on les réalise en acier, à réserver certaines possibilités de glissement ou de dilatation judicieusement étudiées dans chaque cas particulier.

5.524-37

Malgré les précautions prises, il reste donc nécessaire d'avoir des gabarits de vérification extrêmement précis pour s'assurer que les cotes sont comprises dans les tolérances rendant le montage possible, et rebuter les ensembles non satisfaisants.

On voit que ce moyen d'obtenir l'interchangeabilité a de sérieux inconvénients. Il exige un gros travail de précision et des vérifications minutieuses et laborieuses. Il entraîne des rebuts d'ensembles souvent importants, ou alors ne remplit pas son but, c'est-à-dire qu'il n'assure pas l'interchangeabilité pour tous les exemplaires. Ces inconvénients se soldent par une augmentation sensible du prix de revient.

5.525

### *PALLIATIFS*

Lorsque l'étude n'a pas été bien prise dès le début, il est parfois impossible d'obtenir d'une façon certaine l'interchangeabilité de construction.

On ne peut alors que recourir à l'un des palliatifs suivants :

— les rechanges sont livrés non percés, et sont percés à la demande au moment du montage.

— les rechanges sont livrés percés au-dessous de la cote et on fait une passe finale d'alésage au moment du montage.

Ceci rend le montage plus long, et surtout exige de l'outillage et des ouvriers spécialistes pour son exécution. On ne peut donc plus dire que l'interchangeabilité, telle qu'elle a été définie en 5.501.2, soit en aucune façon obtenue.

5.526

### *PRÉCAUTIONS POUR LE BOIS*

Les liaisons se faisant par ferrures, le problème de l'interchangeabilité de construction se présente de la même façon que pour la construction métallique, mais le bois se déformant dans le temps, il est nécessaire en outre de prendre des précautions spéciales pour rendre invariables les paramètres de fixation. On peut y parvenir, notamment, en montant en permanence sur les ensembles stockés des gabarits métalliques indéformables reliant les points de fixation entre eux.

## 5,6 - CONTROLE

### ,60 GÉNÉRALITÉS

,601 En nous limitant au cas des fabrications de série, nous pouvons distinguer deux sortes de contrôle :

— un contrôle dimensionnel, c'est-à-dire un contrôle de régularité de la fabrication, destiné à assurer l'identité des pièces et des ensembles pour éviter des retouches et ajustages inutiles, et permettre à la fabrication de se dérouler sans à-coups; l'interchangeabilité en dépend étroitement;

— un contrôle de sécurité, destiné à découvrir à temps toutes imperfections susceptibles de créer des accidents ou incidents sur l'avion en service.

,,602 Le premier facilite la fabrication, dont il est un élément de bon marché. Le deuxième au contraire constitue plutôt une gêne, et par conséquent un élément de cherté, tant par le temps qu'il prend que par les rebuts ou reprises d'opérations auxquels il peut conduire.

,,603 Qui dit contrôle dit élimination : pour en réduire les inconvénients au minimum, il y a intérêt à ce que cette élimination intervienne le plus tôt possible dans la fabrication, avant que la pièce ait acquis plus de prix par son avancement dans le cycle d'opérations, ou qu'elle risque d'entraîner des ensembles plus complexes à partager son sort.

D'où la nécessité d'un contrôle très sérieux à l'entrée de l'usine : contrôle des matériaux, des accessoires ou organes achetés au dehors, etc... On aura souvent intérêt à contrôler les pièces matricées dès le stade de l'ébauche, et les ensembles partiels avant leur incorporation dans les ensembles plus complexes. Toutefois, ceci reste affaire de cas particuliers : il est bien évident qu'un contrôle ne doit pas être fait prématurément, à un stade de la fabrication où, pour une raison quelconque, il n'offrirait pas une sécurité ou un intérêt suffisant. Nous en reparlerons tout à l'heure.

Dans le même esprit, on ne saurait mieux agir à la source qu'en contrôlant les moyens de fabrication eux-mêmes, c'est-à-dire d'abord les *outillages*, par contrôle très attentif des pièces-types (1) et vérification périodique ensuite au moyen de gabarits-étalons, et aussi les conditions d'exécution de certains travaux spéciaux : climatisation et dépoussiérage des ateliers de peinture, ou de collage des bois; température des traitements thermiques, etc.

### 5,61 CONTROLE DIMENSIONNEL

5,611 Ce contrôle est une opération de fabrication comme les autres. Il fait l'objet pour les pièces élémentaires d'opérations comprises dans les gammes et chronométrées comme telles, et pour les montages de postes spéciaux dans la chaîne.

(1) Premières pièces, ou premiers ensembles, produits au moyen de l'outillage considéré.

Pour s'exécuter rapidement avec la précision désirable, il ne peut se faire à vue, mais demande des outillages ou gabarits, souvent importants. Ces outillages doivent, tout comme ceux destinés à la fabrication, être conçus de manière à permettre le maximum de commodité et de rapidité dans l'exécution du contrôle. L'esprit pratique et l'ingéniosité des conceptions peuvent conduire, là aussi, à des résultats extrêmement efficaces et payants. Comme pour la fabrication, on peut faire appel pour le contrôle à des principes extrêmement différents; dans l'application d'un même principe, les réalisations peuvent également présenter des variantes considérables : il faut savoir découvrir parmi toutes ces solutions, celle qui convient le mieux au cas particulier dont il s'agit.

5,612 Le contrôle dimensionnel doit s'exercer aux stades de la fabrication où la précision est nécessaire. Dans la construction mécanique, comme par exemple celle des moteurs, il s'applique surtout aux pièces élémentaires et peu aux ensembles (1). Au contraire, dans la charpente, à laquelle appartient la construction des planeurs, il s'applique plus aux ensembles terminés qu'aux pièces élémentaires. Ceci tient à ce que dans la première la rigidité des pièces et les modes d'assemblage précis et purement mécaniques font découler automatiquement l'interchangeabilité des ensembles de celle des pièces élémentaires, tandis qu'il en est tout autrement dans la deuxième, comme nous l'avons vu en 5,522.2.

## 5,62 *CONTROLE DE SÉCURITÉ*

### 5,621 Nécessité.

Le contrôle dimensionnel dont nous venons de parler intéresse évidemment la sécurité. Il devra d'ailleurs être organisé soigneusement dans ce sens : les cotes importantes pour la résistance de construction, à surveiller de plus près que les autres, doivent être signalées à l'attention des contrôleurs. Mais en dehors même des questions dépendant de la métrologie, il y a place pour un contrôle de sécurité générale, complétant le précédent par une surveillance surtout *qualitative*, dont nous allons parler maintenant.

5,621.1 Il peut se produire dans la fabrication des erreurs, qu'il importe de redresser à temps. Certaines pièces peuvent avoir été manquées : on rencontre souvent des malfaçons (entailles ou éraflures de surface plus ou moins profondes), dues à un coup d'outil malencontreux, qui occasionneraient en vol des risques inutiles. Plus fréquent, et aussi plus pernicieux, sera le cas d'un traitement thermique manqué. On conçoit aisément la nécessité d'organiser avec un soin tout particulier le contrôle de points, qui, comme celui-là, conditionnent la solidité sans se traduire par aucune répercussion visible sur les dimensions des pièces et ne sont donc plus mis en évidence ultérieurement par des difficultés de montage.

Il faut bien mentionner enfin la catégorie, humiliante mais inépuisable, des inadvertances : brochage intermédiaire d'attente qu'on a oublié de remplacer par l'axe véritable, pièces non freinées, outils oubliés dans la structure, copeaux, boulonnerie en vrac, etc... L'œil du contrôle sera chargé d'y mettre bon ordre

5,621.2 En dehors des cas fortuits qui viennent d'être évoqués et ne peuvent être prévus à l'avance, on rencontre parfois dans la fabrication des défauts systé-

(1) L'exécution d'un vilebrequin comporte environ 200 contrôles dimensionnels (210 pour le moteur Hispano 12 X, 179 pour le Gnome et Rhône 14 N). Un simple galet de culbuteur en comporte usqu'à 10.



matiques, qui trahissent toujours un point délicat ou une difficulté de réalisation : crique à tel angle d'une ferrure matricée, déformation à l'usinage de telle pièce traitée thermiquement, etc...

Un ingénieur digne de ce nom ne doit pas se résigner à ces défauts, contre lesquelles un contrôle très poussé n'est qu'un palliatif tout à fait insuffisant et d'ailleurs inutilement coûteux, et qui dénotent en réalité une *erreur grave de conception* à laquelle il est indispensable de remédier promptement si une série importante est envisagée (1). C'est là surtout que le contrôle peut être un auxiliaire précieux du Bureau d'Études, qui devra se tenir en contact étroit avec lui, comme avec les services de fabrication, dès le stade prototype mais surtout dans la période de lancement d'un matériel nouveau en série.

5,621.3

Quantité d'enseignements de détail, extrêmement précieux pour le Bureau d'Études, pourront être fournis par l'exploitation de l'ultime contrôle qui se fait au passage à la « piste » de l'avion terminé. C'est à ce contrôle en effet que se révèlent les 3/4 des incidents susceptibles de compromettre la sécurité du vol, et que se manifeste la plus ou moins grande commodité des dispositions prévues pour tous les réglages essentiels.

5,622

#### Exécution. Notice de contrôle.

Si l'on veut que ce contrôle signifie quelque chose, il est absolument essentiel que le Bureau d'Études qui a conçu un avion se donne la peine de rédiger en liaison avec le Bureau de Fabrication qui organise la construction en série, une *instruction de contrôle*. Aussi bons que soient les contrôleurs, mis en présence d'un ensemble aussi complexe qu'un avion, qu'ils n'ont pas conçu, ils ne peuvent évidemment pas bien remplir leur rôle s'ils ne savent pas ce qu'il faut regarder, et seul l'ingénieur peut le leur dire.

Cette tâche doit être considérée comme faisant partie de la tâche normale d'un Bureau d'Études de conception d'avions, au même titre que la rédaction de notices d'emploi pour les utilisateurs.

---

(1) Du moins s'il en est encore temps. On touche là du doigt l'utilité d'une petite série expérimentale précédant la grande série. Même en cours de série, les services de Fabrication acceptent toujours plus volontiers une modification de ce genre, qui leur facilite la tâche, qu'un « perfectionnement technique » qui la leur complique.

# INSTALLATIONS

Il doit être bien entendu que nous ne cherchons pas à traiter à fond tous les sujets qui seront évoqués dans ce chapitre : leur développement *complet* et rationnel nous entraînerait beaucoup trop loin et doit être cherché dans d'autres ouvrages. Nous nous limiterons donc à un certain nombre de points particuliers, sur lesquels les réalisations passées ont souvent comporté des erreurs ou des négligences, ou qui donnent lieu à des réflexions utiles, et qui ne sont pas forcément les plus importants. Nous y ajouterons quelques aperçus descriptifs dans la mesure où ils nous paraîtront intéresser le constructeur d'avions.

## 6,0 - GÉNÉRALITÉS

### 6,01 Complexité des installations.

Les installations et aménagements à bord des avions présentent une complexité sans cesse croissante, dont nous allons résumer les principales manifestations.

### 6,011 *Groupes motopropulseurs.*

Depuis les premiers avions, où le pilote n'avait pour conduire son moteur qu'une manette de gaz, un compte-tours, un robinet d'essence et un contact, les choses se sont singulièrement compliquées.

Pour en donner une idée nous nous bornerons à indiquer qu'actuellement *chaque* groupe motopropulseur d'avion de guerre moderne comporte couramment 16 commandes et 11 instruments, à savoir :

— pour les commandes : amorçage des pompes, injection de combustible avant le départ, démarreur, contact, gaz, enrichisseur, surpression, graissage supplémentaire au départ, hélice (au moins deux commandes : automatique et manuelle <sup>(1)</sup>), régulation de température d'eau, régulation de température d'huile, réchauffage du carburateur, robinets d'essence et d'huile <sup>(2)</sup>, extincteur, étouffoir (auxquelles il faut encore ajouter éventuellement une commande de deuxième vitesse du compresseur).

(1) Encore négligeons-nous la commande séparée de mise en drapeau, qu'on rencontre souvent.

(2) Sans compter le robinet d'huile pour une commande séparée, car il est conjugué (à l'ouverture seulement) avec le robinet d'essence ou avec le contact.

— pour les instruments : manomètre d'air d'admission, compte-tours, manomètre d'essence, manomètre d'huile, thermomètre d'eau ou de culasse et thermomètre d'huile (souvent d'ailleurs deux de chaque, un à l'entrée et l'autre à la sortie du moteur), jaugeurs d'essence et d'huile, thermomètre d'air d'admission, indicateur de pas d'hélice et avertisseur d'incendie (auxquels il faut encore souvent ajouter un synchroscope dans le cas des appareils de transport multimoteurs).

On arrive par conséquent pour un quadrimoteur, type d'appareil maintenant très courant, à 64 commandes et 44 instruments *rien que pour les groupes motopropulseurs*. Et nous n'avons pas parlé des commandes aboutissant en dehors des groupes motopropulseurs eux-mêmes, comme par exemple celles des robinets à la sortie des réservoirs de combustible, les commandes d'intercommunication entre circuits d'alimentation des moteurs droits et gauches, vidanges rapides ou largages de réservoirs, pompes de transvasement, etc...

6,012

### *Équipements.*

Les équipements surtout se sont incroyablement perfectionnés ces dernières années et sont encore en pleine évolution. Les instruments de pilotage gyroscopiques se sont multipliés; de très nombreux équipements ont été coordonnés pour l'ensemble de l'avion en de véritables réseaux (centrales de cap, par exemple) à tout le moins ils comportent souvent des organes répéteurs (pour les compas par exemple). Le téléphone de bord a conquis droit de cité; beaucoup d'avions sont équipés du pilotage automatique et de l'atterrissage sans visibilité.

La radio enfin a progressé et progresse encore à pas de géants : peu de découvertes ont eu sur la navigation aérienne autant de retentissement que la véritable révolution technique opérée par l'avènement du " Radar " et de ses innombrables applications.

6,013

### *Armement.*

Pour les avions militaires, la modernisation de l'armement, comme bien on pense, n'est pas restée en arrière du perfectionnement général de l'avion, qu'elle a souvent orienté vers une complexité accrue :

— augmentation des calibres et de la densité de feu et groupement des armes en faisceaux compacts portés par des tourelles faisant appel à de l'énergie motrice;

— apparition de blindages de plus en plus complets, dans certains cas transparents (vers l'avant par exemple);

— transformation du mode d'alimentation des armes, qui de discontinu (chargeurs) est devenu continu, même pour les armes mobiles (boîtes à cartouches de plus en plus importantes, couloirs de guidage, etc...);

— remplacement des organes de visée rudimentaires portés par les armes, par des appareillages plus précis, souvent reportés hors de celle-ci, avec introduction d'asservissements et de commandes à distance, etc..., etc...

De leur côté, les installations de bombardement évoluaient, pour l'amélioration des performances, vers des solutions où rien n'émerge plus en dehors du planeur; les viseurs faisaient des progrès en précision et en complexité; l'application intensive du bombardement en piqué ou semi-piqué faisait naître des sujétions nouvelles.

6,014

### *Servitudes de bord.*

Une autre source de complication des installations réside dans le développement des servitudes de bord, conséquence de la multiplication des parties mobiles du planeur (flettner et autres compensateurs de réactions, hypersustentateurs,



hélices, atterrisseurs escamotables), de l'introduction des pilotes automatiques, et du fait qu'on doit maintenant desservir à distance des armements, des équipements et divers organes de sécurité : dégivreurs, etc....

### 6,015 *Aménagement général*

Enfin les conditions d'aménagement sont devenues de plus en plus exigeantes pour tous les avions, tant civils que militaires, en raison notamment :

— de l'élévation des altitudes d'utilisation, qui oblige à un conditionnement d'air et à un chauffage importants;

— de la croissance de l'autonomie des avions, qui rend le confort de plus en plus nécessaire et conduit entre autres choses à l'insonorisation, et à des installations spacieuses pour permettre un bon repos la nuit (couchettes, etc...) et même une certaine détente le jour (promenoirs, pour les parcours transatlantiques, etc...).

### 6,02 Nécessité d'une coordination - Simplification.

6,021 Ce rapide tour d'horizon montre d'une manière évidente que, arrivées à ce degré de complexité, les installations ont de très profondes répercussions les unes sur les autres, et même sur la construction du planeur.

Si chacune des installations est conçue séparément, dans l'anarchie, il en résulte un enchevêtrement inextricable qui complique beaucoup le montage et l'entretien. Il est donc absolument nécessaire qu'une sorte d'architecte préside à la conception de l'avion et se charge de coordonner les choses les unes par rapport aux autres pour obtenir un ensemble harmonieux. La tâche de l'installateur est donc très lourde, car outre l'exécution satisfaisante de chacune des installations, il lui faut assurer leur coordination d'ensemble.

6,022 Ce qui vient d'être dit reflète le point de vue technique de l'industriel qui a la charge de fabriquer le matériel, et du personnel mécanicien qui devra l'entretenir en service. Mais il nous faut aller plus loin, et nous mettre à la place de l'utilisateur qui devra employer réellement le matériel en vol, et dont nous avons dit au chapitre II que les besoins réels devaient être la première loi de toute construction aéronautique.

Pour ce personnel, la complication du matériel crée une incontestable difficulté d'emploi, se traduisant notamment par une très longue période d'instruction, par des hésitations, des erreurs ou des omissions dans certaines circonstances critiques, d'où peuvent résulter soit des infériorités au combat pour les avions militaires, soit pour tous les appareils des risques d'accidents en vol et surtout à l'atterrissage. En effet, la limite des possibilités d'attention et de réflexes courants est assez vite atteinte.

Il y a donc, là encore, un compromis à réaliser entre le souci de la perfection qui conduit à multiplier les renseignements, les indicateurs, les sécurités — et la commodité d'emploi, qui impose de s'en tenir à des solutions simples. Il faut croire que ce compromis est singulièrement difficile à trouver, car les nombreuses « Commissions de simplification du matériel » qui se sont multipliées ces dernières années sont généralement restées bredouilles... si même elles n'ont pas demandé d'ajouter quelque chose!

Nous allons analyser maintenant plus en détail chacune des rubriques indiquées en 6,01.

## 6,1 - GROUPES MOTOPROPULSEURS

---

10 L'installation des moteurs sur avion se situe juste à la jonction des domaines respectifs de l'avionneur et du motoriste. A des difficultés techniques épineuses, elle superpose donc des difficultés psychologiques qui ne sont pas moins délicates, et qui ont malheureusement entraîné dans le passé de nombreux échecs. Avant d'examiner le contenu technique du problème, nous devons donc insister sur la nécessité d'une collaboration étroite entre l'avionneur et le motoriste, qui est une condition indispensable du succès.

Dans ce qui suit, nous nous placerons surtout au point de vue de l'avionneur. C'est dire que nous ne prétendons pas traiter l'ensemble du problème — beaucoup trop vaste d'ailleurs pour la place dont nous disposons ici.

### 11 *SUSPENSION ELASTIQUE DES MOTEURS*

En raison des irrégularités du couple moteur et des imperfections de l'équilibrage d'inertie, il est absolument nécessaire de suspendre les moteurs élastiquement pour empêcher la transmission directe des vibrations, et pour amortir leurs propres oscillations. Cette suspension n'est réalisable que si le moteur lui-même a été construit suffisamment rigide pour se passer de tout appoint extérieur de rigidité apporté par son bâti de fixation.

#### 11.1 Calcul de la suspension élastique.

Le point fondamental à étudier est la fréquence propre de la suspension.

11.1.1 Un moteur, relié élastiquement à un avion, possède une fréquence propre de vibrations par rapport à celui-ci : écarté légèrement de sa position d'équilibre, il y reviendra après une série d'oscillations dont la fréquence dépend essentiellement de son moment d'inertie et de la plus ou moins grande élasticité de sa liaison avec l'avion.

La période des oscillations est donnée par la formule :

$$(1) \quad T = 2\pi \sqrt{\frac{I}{K}}$$

dans laquelle  $I$  est l'inertie du moteur autour de son axe instantané de rotation pour le mouvement considéré et  $K$  le déplacement statique relatif en radians pour un effort égal à l'unité de couple.

Cette fréquence, très élevée avec un montage rigide, devient basse avec un montage élastique.

Quand on excite un système dont la période propre est  $T_1$  avec des oscillations forcées de période différente  $T$ , l'amplitude des oscillations produites est

d'autant plus petite que la valeur  $\left(\frac{T_1^2}{T^2} - 1\right)$  est plus grande. On appelle ce terme le facteur d'atténuation. Il ne devient élevé que si la période propre est grande par rapport à chacune des périodes d'excitation. On doit donc choisir la fréquence propre de la suspension pour qu'elle soit notablement inférieure à la plus basse des fréquences d'excitation.

6,111.2 L'excitation vibratoire d'un moteur a pour fréquence la plus basse, celle qui correspond à son nombre de tours, les pièces d'inertie revenant à leur position à chaque tour, et il possède en outre des fréquences propres plus élevées correspondant aux explosions.

La fréquence propre de la suspension doit évidemment être inférieure au nombre de tours du moteur, au moins en régime de croisière, soit environ 1.800 tours à 2.500 tours minute, selon les moteurs.

La fréquence de la suspension, par exemple, des moteurs Wright « Cyclone » sur le Douglas DST, est d'environ 750; le régime de croisière étant de 2.050, le facteur d'atténuation est égal à 6,4.

D'autre part, si les périodes  $T$  et  $T_1$  coïncident, les amplitudes deviennent très grandes puisqu'il y a résonance. Aussi la fréquence propre (750 dans le cas du Douglas DST) ne doit jamais coïncider avec le nombre de tours, même au ralenti.

Pour obtenir cette fréquence d'après la formule (1) nous devons, comme le moment d'inertie du moteur est fixé, augmenter l'élasticité de la suspension, à condition qu'elle soit capable de supporter les efforts statiques avec la sécurité prescrite par les calculs de l'avion.

On doit donc satisfaire à deux conditions : d'abord éloigner beaucoup les périodes propres des périodes courantes (par exemple périodes de croisière), pour avoir un bon facteur d'atténuation; ensuite empêcher qu'elles soient en coïncidence totale avec une période, même exceptionnelle, afin d'éviter une résonance, dont les conséquences seraient graves, avec une période plus basse du moteur.

6,111.3 Quant aux amplitudes relatives des divers mouvements possibles, l'idéal serait d'arriver à ne permettre d'amplitudes importantes que pour les translations du moteur ou les rotations autour de l'axe de traction, à l'exclusion des rotations perpendiculaires à cet axe qui engendrent des vibrations gyroscopiques et par conséquent des fatigues importantes pour les hélices.

## 6,112 Exemples de réalisations.

6,112.1 Le système le plus courant en France actuellement pour les moteurs en étoile est celui de la suspension « Dynaflex » de la Société Paulstra (v. schéma de principe fig. 6,112.1).

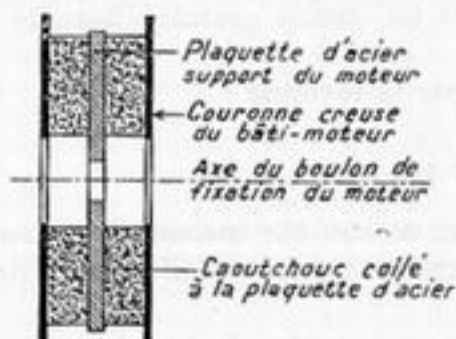


Fig. 6,112.1.

La couronne du bâti-moteur est composée de deux flasques : au droit de chaque trou de fixation on introduit entre ces deux flasques un bloc de caoutchouc à l'intérieur duquel est noyée par collage une lame d'acier. C'est à cette lame que sera fixé le moteur : lors des irrégularités de couple la lame métallique fait travailler le caoutchouc au cisaillement; cette suspension est à la fois souple et bien amortie.

6,112.2 Nous avons vu en 4,52 que certains moteurs sont suspendus par quatre points;



c'est le système adopté sur les petits moteurs Renault en ligne à refroidissement par air, et sur les récents moteurs inversés allemands : Jumo 210 et 211, Daimler-Benz 600 et 601. Une masse de caoutchouc se trouve alors intercalée entre le moteur et le bâti en chacun de ces points : la fixation se fait souvent par un boulon noyé dans du caoutchouc, celui-ci pouvant être armaturé par un ressort métallique noyé dans sa masse (système « Oscillit »).

6,112.3

On peut enfin chercher à réaliser une suspension telle que la résultante des réactions d'appui passe aussi exactement que possible par le centre de gravité du moteur : dans un tel système, les accélérations, tant verticales que transversales, auxquelles peut être soumis le moteur, et qui admettent une résultante passant par le centre de gravité, sont exactement équilibrées par les réactions de la suspension et le moment résultant est nul, ce qui supprime toute tendance à la rota-

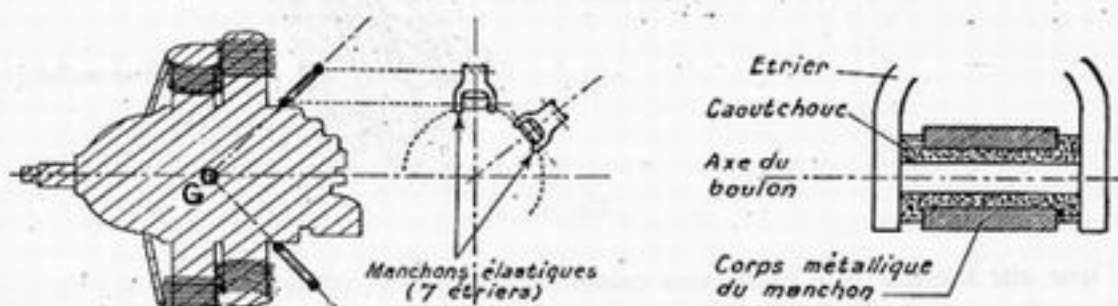


Fig. 6,112.3 A.  
Suspension élastique du moteur Wright 2.600.

tion (et par conséquent tout effet gyroscopique) du fait des efforts d'inertie.

C'est ce qui est réalisé dans la suspension du moteur Wright 2600 « Cyclone 14 » (v. fig. 6,112.3 A). Sept étriers répartis radialement à l'arrière du moteur sont articulés sur celui-ci par l'intermédiaire d'axes noyés dans du caoutchouc. Leur longueur et les dimensions du bâti auquel elles s'articulent à l'autre extrémité sont calculées de façon à leur donner l'obliquité qu'il faut pour que leur cône converge au centre de gravité du moteur.

Les manchons élastiques qui relient les étriers au moteur lui-même sont réalisés de manière à être plus déformables parallèlement à leur axe (c'est-à-dire

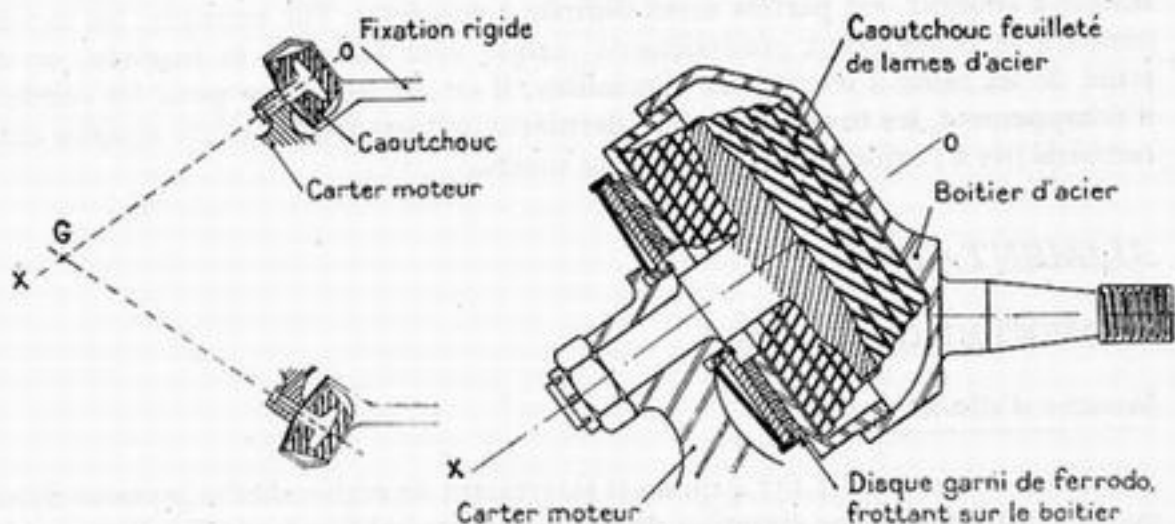


Fig. 6,112.3 B

pour des rotations du moteur autour de l'axe de traction) que perpendiculairement à celui-ci.

On trouve un autre exemple intéressant dans la suspension des moteurs Pratt

et Whitney récents (v. fig. 6,112.3 B) qui rappelle un peu la suspension Dynaflex, les blocs de caoutchouc armaturés étant toutefois disposés avec une certaine inclinaison, de telle manière que les axes des boulons convergent au centre de gravité du moteur — et contenus dans des boîtiers en deux parties vissées extérieurement

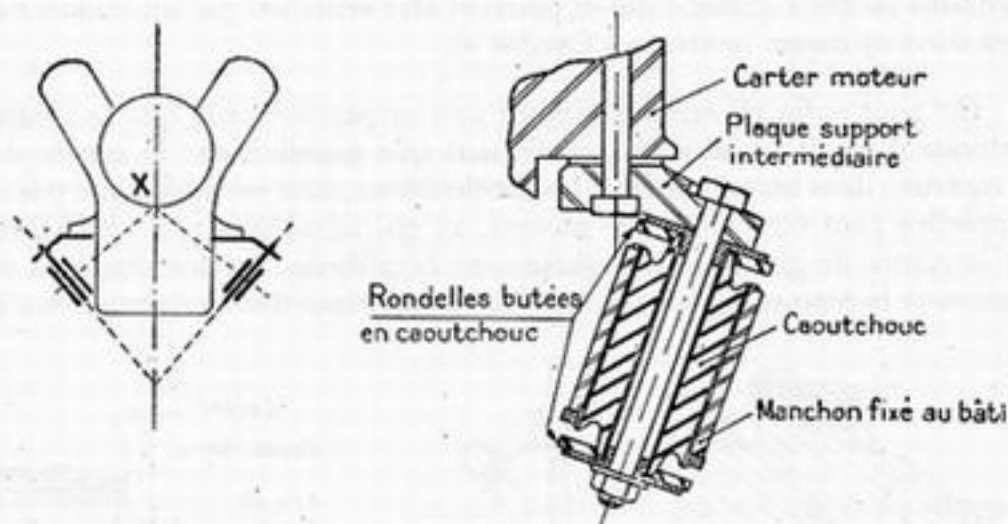


Fig. 6,112.3 C.

l'une sur l'autre (à la façon des cages de rotules) et dont une face est revêtue de ferrodo pour amortir les vibrations par friction, ce qui constitue une originalité intéressante.

Enfin, c'est toujours la même idée de convergence au centre de gravité qu'on retrouve encore dans la suspension américaine des moteurs Allison ou Packard (licence Rolls-Royce) sur North American P 51 « Mustang ». On trouve de chaque côté du moteur cinq éléments élastiques du type décrit par la fig. 6,112.3 C.

### 6,113 Conséquences.

La suspension élastique des moteurs crée certaines sujétions d'installation. En particulier, il est essentiel de ne fixer aucune pièce rigide à la fois sur le moteur et sur l'avion, sans quoi les ruptures de fatigue sont inévitables. Cette règle, très simple à énoncer, est parfois assez difficile à respecter. Par exemple, les capots-moteurs se prolongeant généralement jusque vers l'aile ou le fuselage, on est tenté de les saisir à leurs deux extrémités; il en est de même pour les conduits d'échappement, les tuyauteries. Ces dernières doivent toujours être souples entre raccords liés à l'avion et raccords liés au moteur.

## 6,12 ALIMENTATION

### 6,121 ALIMENTATION EN AIR

#### 6,121.1 Manche d'admission d'air.

6,121.11 Nous avons vu en 3,231.4 qu'il est intéressant de rechercher la pression dynamique pour obtenir une élévation de l'altitude de rétablissement. L'emplacement judicieux de l'orifice d'entrée de la manche d'admission a ainsi une répercussion immédiate sur les performances.

Mais il est inutile de rechercher une forte pression à l'entrée si l'on doit la dissiper en turbulences stériles au cours du trajet de l'air à l'intérieur. Il importe

donc de faire un dessin soigneux du profil des manches à air pour éviter les pertes de charge. Le but à atteindre est de ralentir la veine fluide en transformant sa pression dynamique en pression statique avec le minimum de tourbillons ou de décollements : le tracé rationnel sera donc un divergent, avec des aubages directeurs dans les coudes lorsque ceux-ci devront être brusques, comme c'est le cas par exemple à l'entrée de la manche d'admission du moteur DB 601 sur Messerschmitt 109 (« cuiller » d'entrée avec coude à 90°).

.121.12 Il est indispensable de munir l'entrée de la manche d'admission d'une grille pour éviter l'introduction de corps étrangers divers, tels que des feuilles, du sable, lors du roulement au sol — ou des oiseaux, des insectes, en vol. Ce risque n'est pas imaginaire : on a constaté dans le passé plusieurs cas d'absorption d'un oiseau par le carburateur — et l'on imagine sans peine que l'étouffement du moteur a été aussi brutal que celui du volatile.

Pour éviter les corps étrangers qu'on trouve *au sol*, l'alimentation du moteur par en-dessus est préférable : ceci est surtout sensible, en ce qui concerne le sable, pour l'utilisation dans les régions désertiques. A ce point de vue les moteurs américains récents, dont le carburateur inversé s'alimente par-dessus, se présentent mieux que les moteurs français comportant une manche d'admission inférieure. Le seul cas où cette question soit discutable est celui des monomoteurs (notamment des avions de chasse) pour lesquels une manche supérieure dans l'axe nuit à la visibilité vers l'avant.

.121.13 La manche d'admission d'air doit aussi être soigneusement protégée contre le givrage. A cet effet, il faut placer la grille dont il vient d'être question quelque 4 à 5 cm *en avant* de l'entrée même de la manche, ou sinon réaliser une ouverture latérale de secours dans la paroi de celle-ci, pour éviter l'obstruction possible par la glace et surtout par la neige. Lorsque l'ouverture latérale est adoptée elle doit être placée judicieusement pour perdre le moins possible de la pression dynamique qui a été si laborieuse à obtenir.

.121.14 Citons l'exemple du Curtiss 75, dans lequel la manche d'admission (manche supérieure) au lieu de faire saillie sur le dessus du capot, chemine à l'intérieur de celui-ci jusqu'à son bord d'attaque, dans la partie annulaire duquel elle débouche (voir fig. 6, 121.14), ce qui constitue une solution originale pour la pression dynamique. Il n'y a pas de grille d'entrée : les corps étrangers (oiseaux, etc...) qui pourraient survenir ne peuvent, en raison de leur inertie, suivre le brusque détournement que subissent les filets d'air et se trouvent projetés au fond du capot.

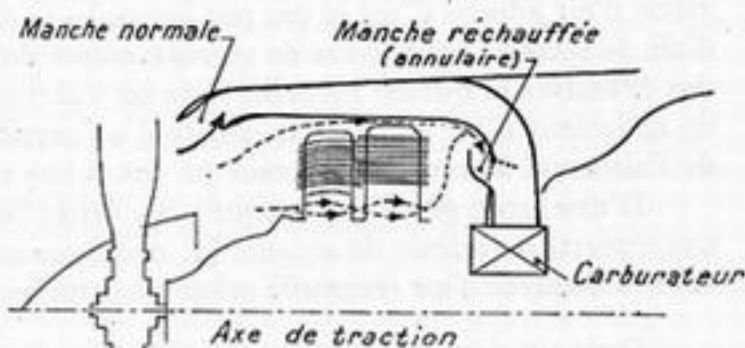


Fig. 6, 121.14.  
Admission d'air sur Curtiss 75.

.121.15 Les manches d'admission inférieures doivent de plus être munies d'égoûts d'essence largement dimensionnés pour évacuer les excès de combustible dus à des injections au démarrage, au débordement de la cuve du carburateur par suite du coincement de pointeau, ou à toute autre cause. Il est donc important de creuser la partie inférieure de la manche d'un empochement destiné à créer un point bas unique pratiquement indépendant de l'assiette de l'avion, et d'où sortira un tuyau



d'égout largement dimensionné pour que l'essence s'écoule immédiatement : sinon le moindre retour de flamme entraînerait des risques graves d'incendie.

### 6,121.2 Réchauffage du carburateur.

6,121.20

Sur les moteurs sans compresseur, un certain réchauffage peut déjà être utile dans le seul but d'assurer une bonne *vaporisation* du combustible — tandis que sur les moteurs modernes puissants, qui possèdent tous un compresseur, celui-ci y pourvoit suffisamment, quelle que soit sa position.

Mais il reste la question du *givrage* du carburateur, qui se pose d'ailleurs d'une façon différente selon les positions respectives du carburateur et du compresseur.

Le carburateur est dit « soufflé » lorsqu'il est en aval du compresseur (cas fréquent des moteurs à refroidissement par liquide) et « aspiré » lorsqu'il est en amont (cas fréquent des moteurs à refroidissement direct).

Dans ce dernier cas, le givrage du carburateur est à craindre parce que l'évaporation de l'essence dans le diffuseur produit un refroidissement de l'ordre de 18°, qui peut congeler les particules d'eau en suspension, même si elles n'avaient pas initialement la température nécessaire pour givrer — c'est pourquoi on rencontre fréquemment des givrages de carburateur sans givrage de planeur. D'où la nécessité d'un réchauffage, qu'il ne faut cependant pas exagérer ni employer préventivement lorsqu'il est inutile, car il diminue la densité de l'air admis et par conséquent la puissance du moteur.

Toutes ces précautions seront élégamment supprimées par la généralisation de l'injection directe du combustible dans le moteur, qui éliminera les carburateurs et leur danger de givrage en même temps que tous leurs autres ennuis.

6,121.21

Le réchauffage des carburateurs aspirés peut se faire de deux façons souvent simultanées : d'une part dans le corps du carburateur au moyen d'une circulation de l'huile du moteur autour du diffuseur dans une sorte de chemise; d'autre part en réchauffant directement l'air admis.

Ce dernier cas comporte deux variantes.

6,121.211

Dans une première solution, on cherche à réchauffer (faiblement) *toute la masse* d'air admis. C'est le cas par exemple du Curtiss 75, dans lequel une entrée d'air de secours pour le cas de givrage admet de l'air réchauffé par passage autour des cylindres et qui est recueilli dans un « shroud-type air intake heater »<sup>(1)</sup>, sorte de collecteur d'air bénéficiant encore d'un certain reste de la pression dynamique de l'air entré à travers le moteur (v. fig. 6,121.14).

D'une façon générale, lorsque pour éviter l'obstruction par la neige on installe une ouverture latérale de secours (v. ci-dessus en 6,121.13), celle-ci constitue souvent une entrée d'air réchauffé selon un principe de ce genre.

6,121.212

Dans un deuxième mode de réalisation, le réchauffage est seulement local et consiste en une injection au point le plus approprié (généralement voisinage de l'émulseur) d'un jet d'air très chaud venant d'une prise d'air réchauffée par les échappements du moteur. Il faut alors veiller à la réalisation de l'injection d'air chaud et aussi à la façon dont on mesure la température d'admission, sous peine d'avoir des indications fantaisistes ne permettant pas un dosage adéquat, ce qui est encore souvent le cas dans les installations actuelles.

(1) Au sens littéral, shroud signifie linceul.

## ALIMENTATION EN COMBUSTIBLE

Les circuits d'essence doivent être conçus de manière à assurer une bonne alimentation dans tous les cas de vol, quelle que soit l'assiette longitudinale et transversale de l'avion. Il est donc nécessaire de munir les réservoirs plats (réservoirs d'ailes par exemple) d'empochements destinés à constituer des points bas permettant un bon épuisement. Sur les avions acrobatiques, des cloisonnements supplémentaires et des « prises balladeuses » portées par un tuyau flexible à l'intérieur du réservoir permettront l'alimentation en vol sur le dos.

Sur les multimoteurs, les circuits d'essence de chaque moteur doivent être indépendants en fonctionnement normal : un robinet *plombé* doit seulement permettre leur intercommunication pour le cas où, un moteur étant en panne, on voudrait faire concourir sa provision d'essence à l'alimentation des moteurs restants. Mais une intercommunication permanente, outre l'inconvénient de vidanger progressivement les réservoirs d'un moteur au profit de ceux de l'autre dans le cas fréquent où le pilote vole longtemps avec une légère inclinaison latérale, présenterait le grave danger de répercuter sur tous les moteurs les pannes de circuit (prises d'air accidentelles, désamorçages de pompes, etc...) qui pourraient se déclarer dans le circuit de l'un d'eux, et dont nous allons maintenant parler.

### 1,122.1 Dégazage. — Refroidissement.

On conçoit aisément les troubles graves que peut entraîner pour l'alimentation des moteurs la présence de bulles gazeuses dans les circuits d'aspiration des pompes de combustible, puisqu'il peut même en résulter un désarmorçage complet de ces pompes. Ce risque est particulièrement élevé en altitude, où malgré la basse température ambiante, l'essence (1), par suite de la dépression, se rapproche dangereusement des conditions physiques de l'ébullition.

Une première précaution consiste à réduire autant que possible la hauteur d'aspiration des pompes. Il y a d'ailleurs intérêt à mettre le réservoir en charge sur celles-ci. Lorsque ce ne sera pas possible en laissant les pompes sur les moteurs — ou encore lorsque, par suite de la grande longueur des canalisations, de fortes pertes de charge restent à craindre — on pourra avantageusement renverser le fonctionnement et n'utiliser les pompes que pour le refoulement et non pour l'aspiration : on installera alors des « pompes noyées » entraînées par moteur électrique directement dans ou sous les réservoirs. Cette solution est appelée à se généraliser sur les avions de très haute altitude (avions stratosphériques).

De toute façon, les circulations d'essence doivent être établies sans point haut, ni prise d'air, qui donneraient lieu à des bulles. On aura souvent intérêt à les équiper de dégazeurs, quoique la question doive être regardée de près en fonction des pertes de charge qu'ils apportent.

L'ensemble du circuit doit être *soigneusement refroidi* contre le « vapor-lock ». Ce phénomène peut provenir d'un stationnement prolongé de l'avion en été sur un terrain ensoleillé : sous les capots règne alors une forte chaleur, les canalisations d'essence sont réchauffées et au moment où le pilote mettra pleins gaz pour décoller, des bulles de vapeur couperont la colonne liquide d'aspiration des pompes et étrangleront le moteur. En altitude, l'échauffement nécessaire est

(1) L'emploi d'un combustible moins volatil serait assurément avantageux à ce point de vue. C'est un argument de plus en faveur du moteur à huile lourde.

beaucoup moindre, et si le circuit n'est pas soigneusement refroidi, il apparaît du vapor-lock.

Toutes les parties de la circulation peuvent donner naissance à ce phénomène, mais surtout celles qui sont le siège de fortes pertes de charge, notamment les pompes à essence elles-mêmes et les filtres, dont on doit, pour cette raison, dimensionner très largement la surface filtrante lorsqu'on veut les faire à mailles très fines.

Les pompes et les filtres sont d'ailleurs souvent situés en arrière du moteur, dans une région chaude, mal ventilée et voisine des canalisations d'huile chaude, toutes circonstances qui favorisent le vapor-lock.

#### 6,122.2 Mise à l'air libre.

6,122.21 Pendant longtemps, pour éviter l'entrée de l'eau de pluie en vol, on a orienté les orifices de mise à l'air libre vers l'arrière, ce qui les mettait en dépression. Avec les avions lents, cette disposition était encore tolérable, mais la dépression s'étant mise à croître avec la vitesse, ce système s'est révélé déplorable : l'eau n'entraîne certes pas, mais l'essence ne sortait pas non plus, à partir du moment où la dépression, ajoutée à la hauteur d'aspiration, faisait atteindre à la pompe la limite de ses possibilités d'aspiration. Il faut donc une mise à l'air libre en pression, avec les précautions nécessaires pour que l'eau n'entre pas.

6,122.22 La mise à l'air libre doit autant que possible être unique et commune pour tous les réservoirs d'un même avion, afin d'éviter que des différences de pression n'entraînent des différences de vidange entre les réservoirs. Dans le spectre aérodynamique autour d'un avion, surtout aux vitesses élevées, une différence de pression de plusieurs cm. d'essence s'obtient facilement. Même si l'installation des réservoirs est en principe symétrique, le moindre dérangement ou la moindre dissymétrie de pilotage (dérapage par exemple) peut faire que la pression soit différente dans les réservoirs. La seule façon d'y parer est de réunir tous les réservoirs par une canalisation sur laquelle sera branchée une mise à l'air libre unique.

Enfin, les mises à l'air libre doivent être protégées contre les infiltrations d'eau et surtout contre le givrage qui viendrait les obturer.

6,122.23 L'alimentation des mises à l'air libre par de l'air sous pression, solution malheureusement très vulnérable au combat, résoudrait à la fois et très élégamment ces divers problèmes et équivaldrait par surcroît à conférer le bénéfice de l'installation en charge à un réservoir sous-jacent. Ce procédé remplacerait économiquement celui de la « pompe noyée ». On y sera peut-être conduit impérativement. Pour les vols stratosphériques, elle présente aussi l'avantage d'éviter une évaporation excessive et une déperdition du combustible en altitude.

#### 6,122.3 Réservoirs.

6,122.31 Une solution très séduisante pour la construction des réservoirs, au point de vue de l'économie de poids, est celle des réservoirs structuraux (qu'on a quelquefois aussi appelés « intégraux »), qui consiste à doter l'avion d'une structure-caisson suffisamment étanche pour qu'on puisse verser directement l'essence dans la structure. Mais cette disposition, si elle est très élégante au point de vue poids, présente de nombreux inconvénients.

Les incidents d'étanchéité, d'autant plus fréquents que la structure travaille et les rivetages jouent, sont difficiles à réparer, et tout incident de réservoir se



transforme en un incident de voilure et réciproquement, ce qui oblige à remplacer la voilure beaucoup plus souvent, surtout pour les avions militaires après avaries de combat.

Il faut d'ailleurs noter qu'avant de compliquer la réparation, cette disposition commence par augmenter beaucoup les dégâts causés à la structure-réservoir par le projectile qui, déclenchant par son passage dans le liquide une onde de choc, défonce la paroi de sortie beaucoup plus gravement que s'il avait traversé le même caisson vide.

Enfin, cette solution complique la protection des réservoirs, qui s'est révélée absolument indispensable au point de vue militaire.

6,122.32

Les protections de réservoirs sont des revêtements de caoutchouc comportant une couche de gomme pure qui devient pâteuse et « foisonne » au contact de l'essence : ils constituent ainsi autour du réservoir une outre étanche extérieure qui se referme d'elle-même après perforation, comme des lèvres élastiques, et arrête la fuite, empêchant par conséquent le danger d'incendie. Notons en passant qu'il faut tenir compte de ce gonflement en réservant une porte de sortie de dimensions supérieures à celles du réservoir neuf, si l'on veut rendre facile le remplacement d'un réservoir perforé, comme c'est indispensable pour la remise en état rapide de l'avion après combat.

Pour protéger les réservoirs structuraux il faudrait disposer de protections intérieures ou de sortes de réservoirs souples protégés qui pourraient se mettre comme des outres à l'intérieur de toute la structure étanche. La structure n'aurait plus alors besoin d'être étanche puisque c'est l'outre qui remplirait cet office. Des dispositifs de ce genre sont à l'étude dans divers pays.

Il ne suffit pas d'empêcher l'écoulement de l'essence d'un réservoir perforé ; il faut encore éviter l'incendie ou même l'explosion de l'atmosphère gazeuse. Tant que celle-ci reste saturante, il n'y a pas de danger — mais dès qu'il se produit une rentrée d'air par la mise à l'air libre, l'hétérogénéité momentanée donne lieu à des poches de mélange détonant, qui peuvent s'étendre à tout le réservoir une fois qu'il est vide. D'où le souci de n'avoir au-dessus du combustible qu'une atmosphère inerte : soit de l'azote provenant de bouteilles de gaz comprimé (cas du bimoteur russe PE 2) soit les gaz brûlés provenant de l'échappement (cas des monomoteurs de chasse russes Yak 3 et LAGG 3, dans lequel ces gaz aboutissent au réservoir après avoir servi, tout le long du trajet, à divers réchauffages).

6,122.33

Les réservoirs d'essence étaient jusqu'à ces dernières années toujours construits en tôle d'alliage léger (duralumin, ou plutôt Allumag, plus inoxydable), parfois soudée (au moins aux endroits intéressant l'étanchéité) mais le plus souvent rivée, avec interposition d'un joint d'étanchéité.

La construction en alliage de magnésium, plus légère, est admissible, moyennant l'adjonction dans le fond du réservoir d'une petite capsule de fluorures alcalins destinée à éviter la corrosion, prohibitive avec ce métal en l'absence de cette précaution (1).

Cependant, le réservoir de combustible est, parmi les pièces de l'avion, l'une de celles qui se prêtent le mieux à la réalisation en matière plastique. Exemple : Heinkel 111, où les réservoirs sont entièrement faits de fibre vulcanisée.

On a aussi réalisé des réservoirs en bois et toile imperméabilisée, dont la tenue au choc des projectiles était particulièrement satisfaisante.

Un cloisonnement est indispensable, tant pour la rigidité générale du

(1) Cette capsule annule l'effet d'acidité dû à l'hydrolyse partielle du dibromure d'éthylène, qui donne naissance à de l'acide bromhydrique.

réservoir que pour éviter le ballonnement de l'essence par temps agité, et les « coups de bélier » qui pourraient en résulter.

Les réservoirs doivent être suspendus élastiquement, ou tout au moins par sangles, pour éviter les détériorations dues aux vibrations.

6,122.34

Il arrive qu'un délestage important de l'appareil soit nécessaire en vol, par exemple pour tenir l'avion en palier avec un ou plusieurs moteurs en panne, ou revenir se poser au point de départ peu après le décollage, par suite d'un incident technique ou météorologique, alors que l'avion excède encore très largement son poids de calcul à l'atterrissage.

Sur les bombardiers, les grosses bombes peuvent être dans ce but larguées « inertes », c'est-à-dire inexplosives, leur fusée n'étant pas amorcée. Mais sur les avions civils où il ne saurait être question de larguer la charge marchande, il faut absolument pouvoir vidanger promptement une partie notable de la charge d'essence, lorsque celle-ci est importante (cas des avions à long parcours). Dans ce but, on dispose des « vide-vite » constitués par des clapets de grande section prolongés par de larges manches d'évacuation. Encore faut-il faire déboucher celles-ci assez loin des échappements pour qu'une flammèche ne risque pas d'enflammer le nuage de combustible ainsi créé — ou pis encore, de le faire exploser si, comme il est à craindre, il a atteint la composition du mélange tonnant. Dans ce but, les bombardiers allemands (Junkers 88, Heinkel 177) prolongent ces manches jusqu'à la pointe arrière du fuselage : leur diamètre important constitue alors une grosse sujétion d'aménagement.

6,122.35

Il est souhaitable que les réservoirs puissent recevoir un dispositif de remplissage étanche, c'est-à-dire un obturateur-limiteur qu'on fixe par un quart de tour dans un orifice normalisé : on envoie ensuite l'essence, qui ne coule pas à l'air libre et s'arrête d'elle-même lorsque le plein est fait. De tels dispositifs éliminent les risques de débordement dans la structure, et diminuent les risques d'incendie, notamment pendant les remplissages de nuit. Il est pourtant souhaitable que le réservoir reste susceptible d'être rempli par gravité en faisant couler l'essence par un bec verseur, si l'on ne dispose pas d'un dispositif de remplissage étanche, sur un terrain de fortune par exemple.

Mais il faut surtout que le remplissage soit rapide. Au début des gros avions où il fallait des pleins de trois ou quatre mille litres, il était courant d'y passer deux jours. En France, on exige maintenant une vitesse de remplissage de neuf mille litres à l'heure.

La difficulté n'est pas, comme on pourrait le croire, de réaliser des orifices suffisants pour l'essence, mais de faire l'évacuation de l'air. Des accidents très nombreux ont été dus à des gonflages de réservoirs par des remplissages trop rapides. Des mises à l'air libre spéciales de dimensions convenables pour le débit désiré, peuvent être incorporées dans les dispositifs de remplissages étanches ; ces organes encombrants et lourds doivent évidemment faire partie de l'appareillage qui reste au sol, c'est-à-dire être fixés à demeure aux tuyaux de remplissage et non aux réservoirs de l'avion, comme ils l'ont été à tort très longtemps.

6,13

## GRAISSAGE

Nous ne parlerons ici que du graissage en lui-même, abstraction faite du refroidissement de l'huile qui sera traité ci-après en 6,142.

6,131

Il faut apporter beaucoup d'attention au dimensionnement des réservoirs

d'huile, qui sont presque toujours trop petits. Ils doivent contenir *au moins* :

— la quantité d'huile nécessaire pour la consommation normale du moteur pendant la durée de vol maximum;

— une majoration égale à 50 % de la capacité précédente, pour parer aux consommations d'huile anormales;

— un volume d'expansion convenable pour l'émulsion;

— éventuellement la quantité non consommable, souvent importante, c'est-à-dire la quantité d'huile en-dessous de laquelle on ne peut pas descendre sans risquer un grippage du moteur.

La mise en charge du réservoir sur les pompes, et la mise à l'air libre se traitent comme pour les réservoirs d'essence, la mise en pression dynamique étant encore plus importante ici, pour éviter les sorties d'émulsion d'huile, qui sans cela risquent d'être très abondantes.

,132 En effet, l'huile s'émulsionne beaucoup, surtout aux altitudes élevées.

Pour cette raison, il est indispensable aussi de doter l'installation de dégazeurs efficaces et surtout d'étudier de très près la circulation d'huile au point de vue des mises en pression dynamique ou en dépression relative des divers points du circuit, afin d'obtenir une circulation forcée.

Pour le choix du diamètre des canalisations, il faut évidemment d'abord calculer soigneusement <sup>(1)</sup> les sections théoriques nécessaires pour obtenir le débit exigé par les pompes à huile des moteurs. Mais il faut, en outre, à partir de ce calcul, prévoir des majorations très notables, pour éviter des résistances excessives et le figeage aux basses températures.

,133 Il est de toute première importance pour les avions militaires de pouvoir décoller immédiatement sur alerte, avant que la masse d'huile soit réchauffée et que sa circulation normale soit assurée. On réalise cette condition au moyen d'une commande permettant au départ une injection d'huile supplémentaire, directement à l'endroit le plus critique, c'est-à-dire sur les paliers des vilebrequins.

## ,14 REFROIDISSEMENT

### ,141 Refroidissement des cylindres.

Nous étudierons successivement les deux types de moteurs : à refroidissement par liquide, et à refroidissement direct par l'air.

#### ,141.1 *Moteurs à refroidissement par liquide.*

,141.11 Le meilleur liquide refroidisseur est l'eau : c'est celui qui a la meilleure capacité calorifique et le meilleur coefficient d'échange. Il n'a qu'un inconvénient : celui d'avoir un intervalle de liquidité relativement étroit, sa température de solidification n'étant pas assez basse par rapport aux minima usuellement rencontrés en altitude (gel du radiateur d'un moteur stoppé) et surtout au sol en hiver — et sa température d'ébullition n'étant pas assez élevée, surtout si l'on tient compte de la dépression régnant en altitude.

C'est pourquoi on y ajoute parfois d'autres constituants tels que l'éthane-diol, miscible à l'eau en toutes proportions. On utilise l'éthane-diol pur si on veut élever au maximum la température d'ébullition : la courbe des températures

(1) Pour ces calculs de canalisations (comme aussi plus loin pour les calculs de radiateurs) nous renvoyons aux ouvrages spécialisés qui existent sur la question.



d'ébullition décroît en effet très vite lorsque la proportion d'eau augmente; il faut donc éliminer pratiquement l'eau (ce qui est d'ailleurs délicat, l'éthane-diol étant très hygroscopique) si l'on veut absolument des températures de fonctionnement de moteur voisines de 120 degrés. Au contraire, si le but principal poursuivi est d'éviter le gel aux basses températures, la proportion la plus adéquate est à peu près 50 %.

L'éthane-diol n'est pas sans inconvénients, car il est assez corrosif et attaque les joints, et en outre, il a le grave inconvénient d'être combustible : employé pur, il arrive à ce paradoxe d'ajouter encore une circulation sujette à l'incendie pour un emploi où le liquide employé jusqu'à présent offrait au moins l'avantage d'une sécurité parfaite à cet égard.

6,141.12

Pour éviter d'amoindrir les qualités de l'eau, on a eu l'idée, au lieu d'y introduire un autre constituant, de mettre le circuit sous pression : on remonte ainsi la température d'ébullition. Malheureusement, on augmente la vulnérabilité, une fuite causée par une balle faisant perdre d'autant plus d'eau que la pression dans le circuit est plus élevée.

On a songé également à utiliser l'ébullition de l'eau au lieu de la redouter. C'est ainsi qu'on a réalisé autrefois en Angleterre, notamment sur le moteur Rolls-Royce d'un avion de chasse Fairey « Goshawk », un refroidissement par vaporisation. L'intérêt d'un tel dispositif tient au fait que la vaporisation d'un liquide absorbe beaucoup plus de calories que son simple échauffement. Mais il ne s'est pas répandu parce qu'il est assez compliqué, et qu'il est difficile avec ce système d'éviter les points chauds.

6,141.13

Nous avons vu en 3,233, l'importance d'un tracé correct du carénage qui entoure le radiateur, tant au point de vue des performances que du refroidissement.

Ces carénages comportent toujours des volets permettant de régler le débit de l'air de refroidissement selon la température désirée. Pour avoir le maximum d'efficacité, on place généralement ces volets à la sortie d'air plutôt qu'à l'entrée, à moins qu'on ne juge opportun d'en mettre sur l'une et l'autre faces, l'étanchéité des ajustages n'étant jamais parfaite; par exemple, les avions de chasse Messerschmitt 109 F et G, le North American « Mustang » possèdent de tels systèmes doubles.

Dans les circulations de liquide de refroidissement il est *capital* de mettre des dégazeurs pour éviter les poches d'air et les bulles, qui engendrent des points chauds, notamment aux culasses, et provoquent dans le moteur de l'auto-allumage et de la détonation.

6,141.2

*Moteurs à refroidissement direct.*

6,141.21

Comme nous l'avons vu en 3,233, on tend de plus en plus à refermer les capots vers l'avant pour diminuer la traînée. On améliore en effet le profil extérieur du fuseau, auquel on donne des formes plus arrondies vers l'avant, et on diminue la section frontale offerte à l'entrée d'air. Mais il faut alors compenser la réduction du débit d'air de refroidissement par une amélioration de son rendement, et étudier de très près l'écoulement de l'air tout le long de son trajet et notamment à la sortie.

Pour cette raison, le dessin du bulbe qui existe derrière le moteur est aussi important que celui du capot-moteur lui-même. Ce bulbe devra être galbé (v. fig. 6, 141.21) de telle manière que sa section aille en croissant progressivement et non brutalement à partir de l'arrière des cylindres, de manière à ne pas former un mur derrière ceux-ci, gênant la sortie de l'air de refroidissement du moteur.

Dans le même esprit, il ne faut pas négliger le dessin des pare-flammes ou collecteurs d'échappement. Lorsque l'échappement est à l'arrière, comme c'est le cas général, il se trouve à cet endroit, soit un collecteur de grosse section qui risque d'obstruer la sortie d'air et de nuire au refroidissement, à moins de précautions spéciales (section elliptique de ces collecteurs, dessin très étudié des

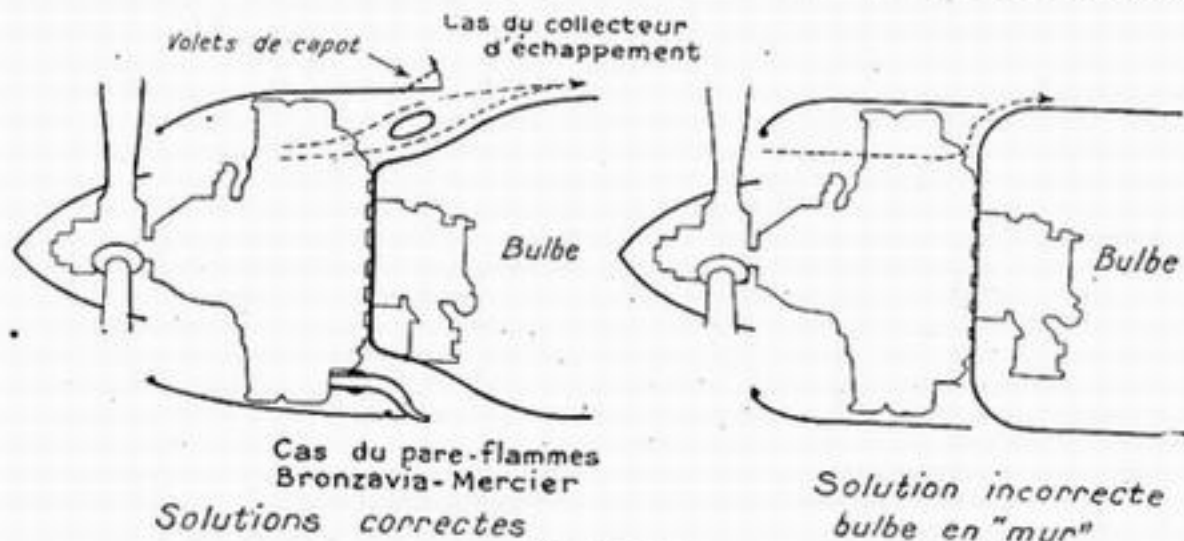


Fig. 6,141.21.

parties adjacentes pour tenir compte de leur présence), soit des pipes individuelles, souvent équipées de pare-flammes (v. ci-après 6,152) : l'écartement de ces pipes et pare-flammes par rapport au bulbe est alors un point capital pour assurer une section de sortie de l'air suffisante. Notons que sur certains moteurs (Bristol par exemple) l'échappement est orienté vers l'avant et permet d'utiliser la bordure d'entrée du capot moteur comme collecteur d'échappement : celui-ci est alors particulièrement bien refroidi, ce qui favorise l'extinction des flammes d'échappement (v. ci-après 6,152). L'écoulement arrière est dégagé d'autant, mais la récupération de l'énergie des gaz d'échappement (turbo-compresseur) devient beaucoup plus difficile.

141.22 Pour augmenter encore la section de sortie il y a intérêt à munir le bord de fuite du capot-moteur de petits volets s'ouvrant en crinoline, et commandés du poste pilote, pour augmenter le refroidissement dans certains cas d'utilisation particulièrement durs, c'est-à-dire surtout pour le fonctionnement à terre (point fixe, roulement au sol), car dans une installation bien réalisée on doit pouvoir s'en passer complètement en vol, même en montée à faible vitesse. Sur les bimoteurs il y a d'ailleurs souvent intérêt à supprimer les volets de capot à la partie supérieure du capot (extrados de l'aile) pour éviter des décollements sur l'aile et des vibrations d'empennages.

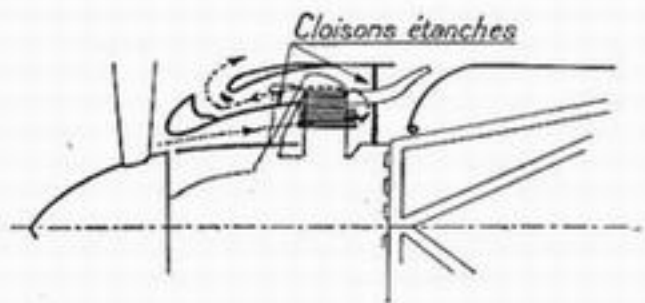
Circulation à retour du capot  
Mercier sur Lioré 45 (Schéma de principe)

Fig. 6,141.23.

141.23 Sur le Lioré 45, M. Mercier, de la Société Nationale de Constructions aéronautiques du Sud-Est, a utilisé pour la ventilation du moteur la très forte dépression dont les essais en soufflerie ont révélé la présence, contrairement à ce qu'on pourrait croire à première vue, sur les régions avant du capot.

Cette dépression sert à l'aspiration de la sortie d'air, et au lieu d'une circulation d'air classique, avec entrée à l'avant et sortie à l'arrière, on obtient ainsi une circulation à retour avec entrée à l'avant et sortie également à l'avant, par une fente ménagée à l'endroit de la dépression maxima (v. fig. 6,141.23).

L'air passe donc d'abord sur les parties les moins chaudes (fûts) pour circuler ensuite sur les plus chaudes (culasses), ce qui est conforme au principe rationnel du contre-courant. Cette solution n'a que faire de volets de bord de fuite du capot : le réglage du débit se fait en agissant sur la largeur de la fente de sortie, à l'avant.

Les difficultés de réalisation portent sur ce dispositif de commande, sur l'accessibilité aux culasses, qui exige de conserver un démontage rapide du capot malgré sa plus grande complication intérieure — et surtout sur l'obtention de bonnes étanchéités dans les cloisonnements intérieurs : la précision d'ajustage est difficile à obtenir en série sur de telles pièces chaudronnées.

6,141.24

On peut enfin chercher à réaliser à l'intérieur du capot une circulation forcée, au moyen d'un ventilateur mécanique. Cette disposition est celle du moteur BMW 801, notamment sur le Focke-Wulf 190, qui utilise d'ailleurs à la sortie, mais pour le refroidissement de l'huile, une fente de bord d'attaque analogue à celle du capot Mercier : un radiateur annulaire se trouve dans cette fente.

Le ventilateur a l'avantage d'être à peu près autorégulateur. En effet, si l'avion vient à ralentir, à égale vitesse de rotation du moteur, l'air entrant dans le capot est frappé par les pales du moulinet avec une incidence plus grande; d'autre part, à égale vitesse de l'avion, le débit d'air croît avec la vitesse de rotation du moteur. Il en résulte par exemple qu'en montée à pleine admission le refroidissement est plus énergique qu'en palier au régime nominal, ce dernier cas de vol correspondant lui-même à un refroidissement plus fort que le vol de croisière, et a fortiori que la descente planée.

6,141.25

Quel que soit le système adopté, le rétrécissement des sections d'entrée de capot moteur pose la question des pieds de pales des hélices.

Ce point a été jusqu'ici souvent négligé. On ne s'occupait, dans la fabrication des hélices, que du rendement aérodynamique et non du refroidissement. Au point de vue aérodynamique le pied de pale n'a que très peu d'importance : comme d'autre part, au point de vue de la résistance — notamment aux efforts alternés — on a intérêt à avoir des sections aussi compactes que possible et se déformant d'une façon très progressive, on faisait des pieds de pales circulaires qui ne prenaient la forme de profils qu'à partir d'une certaine distance du centre. L'air était donc intercepté, juste devant l'entrée du capot, par deux ou trois poteaux circulaires qui n'étaient pas favorables à une bonne circulation de refroidissement.

C'est pourquoi on s'est décidé à tailler correctement les pieds de pales d'hélices jusqu'à leur entrée dans la « casserole d'hélice », ou alors à les munir jusqu'à cette même casserole de carénages rapportés restituant une section aérodynamique correcte, chassant l'air vers le capot-moteur et favorisant le refroidissement (exemple : « manchettes » de pieds de pales des hélices du Glenn Martin 167 et du Heinkel 177).

6,142

### Refroidissement de l'huile.

Il faut pouvoir, selon les cas :

- refroidir fortement à pleine admission, surtout en montée;
- ne pas trop refroidir en descente ou en piqué, moteur réduit, car l'huile



figerait et constituerait localement une sorte de bouchon interrompant la circulation (1);

— et enfin échauffer rapidement le moteur et son huile au point fixe pour leur permettre d'atteindre dans le plus court délai possible leur température de régime.

Pour arriver à ces résultats contradictoires, on fait commander par un thermostat des volets agissant sur l'écoulement de l'air dans le radiateur, ou un by-pass agissant sur l'écoulement de l'huile.

6,142.1

Dans le cas d'un by-pass, il ne faut pas négliger la nécessité de réchauffer ultérieurement l'huile qui aurait pu figer dans les régions du radiateur mises hors circuit.

Il faut donc s'arranger pour que l'huile chaude continue à circuler dans des

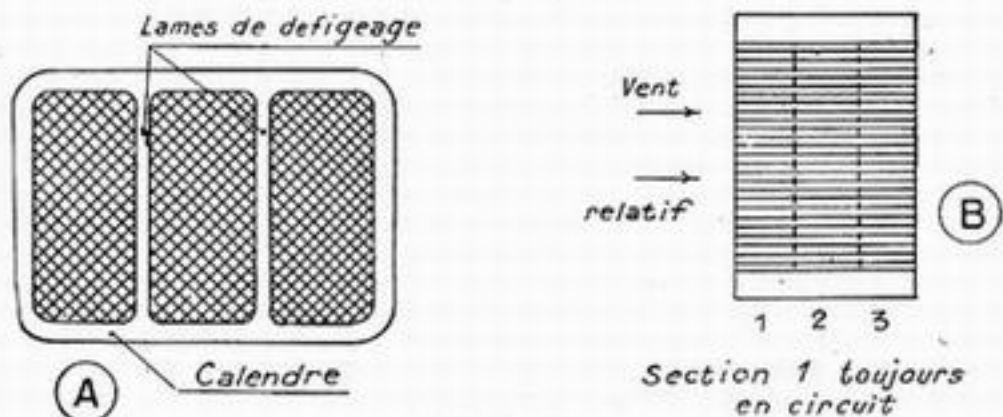


Fig. 6,142.1.  
Défigeage des radiateurs d'huile.

éléments du radiateur spécialement choisis pour réchauffer rapidement et défiger toute la masse de celui-ci.

D'abord limité à la calandre extérieure, ce rôle a été ensuite étendu à des « lames de défigeage » spécialement disposées pour traverser l'ensemble, et activer le défigeage « à cœur » (v. fig. 6,142.1 A).

Au lieu de découper le radiateur en éléments juxtaposés (et même préférablement) on peut aussi le découper en éléments situés les uns derrière les autres, le by-pass laissant toujours en circuit la section frontale, la première exposée au courant d'air. Quand on remet l'ensemble du radiateur en circulation, outre l'action de voisinage qui est la même que dans le cas précédent, l'air passant à travers une première section toujours chaude contribue lui-même au réchauffage des sections arrière.

6,142.2

Mentionnons d'autre part le régulateur-réchauffeur d'huile G. M. (v. fig. 6,142.2), comportant dans le réservoir une sorte de puits ajouré, dont le fond est constitué par des lumières pouvant se démasquer ou s'obturer sous l'action d'un thermostat. Lorsque l'huile est froide, c'est la même capacité restreinte d'huile, revenant du moteur à la partie supérieure du puits, qui retourne dans le circuit, les lumières étant ouvertes. Lorsque l'huile commence à se réchauffer, les lumières inférieures se ferment progressivement et l'huile de retour se mélange, d'abord

(1) Indépendamment des difficultés qui en résulteraient pour le rétablissement de cette circulation et le graissage du moteur, il se pose même une question de résistance, puisque dans le cas fréquent où la pompe à huile du moteur est volumétrique, elle tend à fournir une pression aussi forte qu'il faudra pour vaincre les résistances, et des ruptures peuvent s'ensuivre dans les points de faible résistance mécanique, tels que les radiateurs.

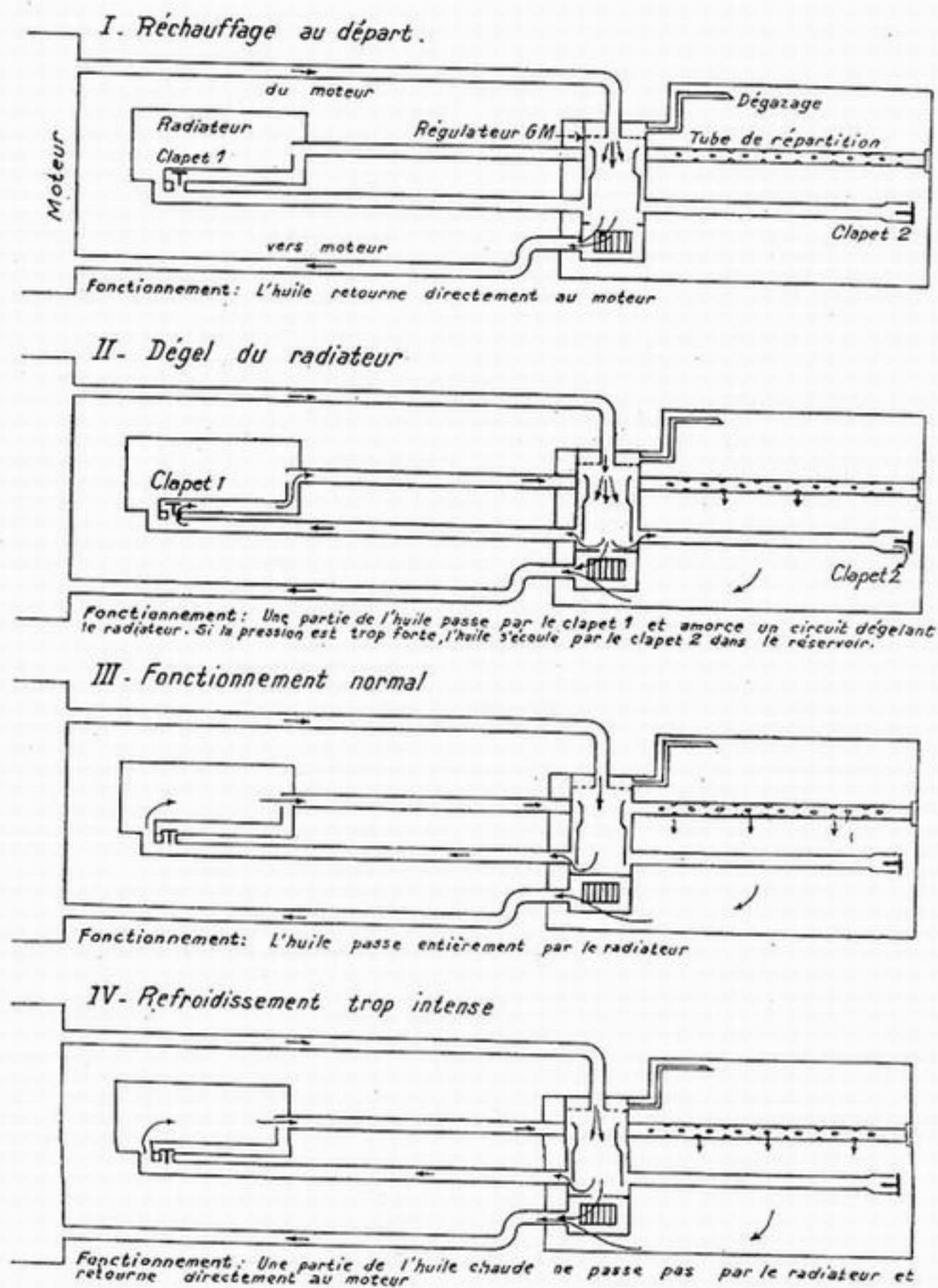


Fig. 6,142.2.

partiellement, à la masse d'huile du réservoir qui est progressivement entraînée dans la circulation.

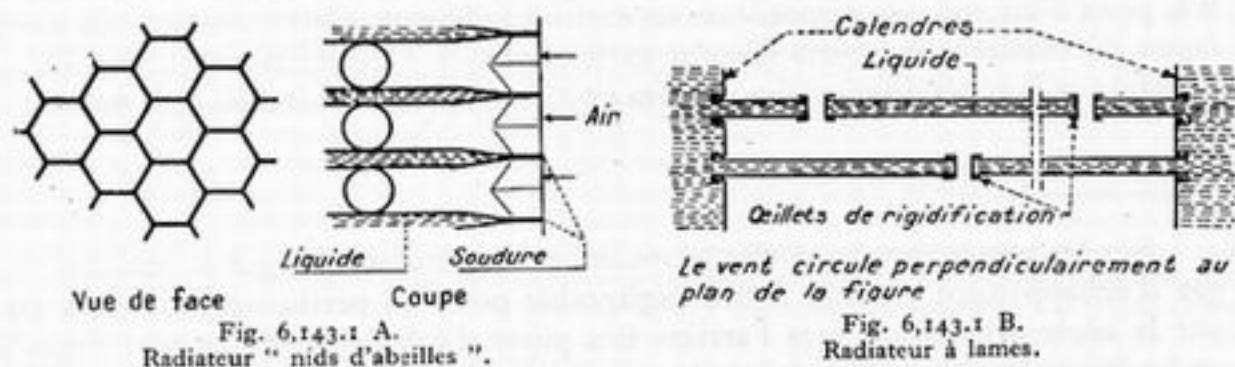
Enfin, comme nous l'avons vu en 3,232.3, on peut réaliser le refroidissement indirect de l'huile au même titre que celui du moteur, le liquide de refroidissement servant aux deux fins. A cet effet, le radiateur d'huile de type classique (huile refroidie par l'air) est remplacé par un échangeur (huile refroidie par liquide) qui présente l'avantage d'être en même temps un excellent réchauffeur au départ, sans faire appel à d'autre source de réchauffage que les calories évacuées par le moteur dans le liquide de refroidissement. Il va sans dire qu'il est nécessaire dans ce cas d'augmenter la surface du radiateur de liquide d'une certaine quantité correspondant au refroidissement de l'huile.

D'autres systèmes sont encore possibles, notamment celui qui consiste à grouper le réservoir et le radiateur en un même ensemble, le réservoir constituant en quelque sorte une calendre de radiateur particulièrement volumineuse.

### Constitution des radiateurs.

Les radiateurs courants sont actuellement de trois types principaux : à nids d'abeilles, à lames, ou à ailettes.

Dans les premiers (v. fig. 6,143.1 A) la masse de liquide à refroidir est traversée par un faisceau de tubes, dans lesquels passe l'air de refroidissement, et dont les extrémités jointives sont évasées en hexagone pour permettre de les réunir les uns aux autres par une soudure, généralement à l'étain. Leur fabrication est



simple, ainsi que leur réparation de fortune parce que les points délicats (soudures) sont tous apparents et très accessibles : en cas de fuite il suffit de mater une ou plusieurs alvéoles en les obturant par des bouchons appropriés.

Dans les radiateurs à lames au contraire, on fait passer le liquide (v. fig. 6,143.1B) à travers l'air de refroidissement, à l'intérieur de lames métalliques agrafées et soudées aux deux extrémités dans des calendres latérales, et dont la tenue est améliorée en réunissant de place en place à travers le liquide à refroidir les deux faces de la lame par un œillet soudé. La réparation de fortune est délicate, car lorsqu'une fuite se produit par exemple à un œillet au centre d'une lame, l'accessibilité entre deux lames très rapprochées est laborieuse.

Les radiateurs à ailettes comportent aussi des lames, mais qui sont purement métalliques (simples tôles plus ou moins gaufrées ou ondulées) et servent simplement de surfaces radiantes auxiliaires, comme les ailettes de fûts et de culasse des cylindres de moteurs à refroidissement direct, aux tubes rectilignes où circule le liquide et sur lesquels elles sont enfilées et généralement soudées à l'étain pour assurer une meilleure transmission des calories. Elles peuvent même être obtenues d'un seul bloc avec le tube où circule le liquide, par un usinage spécial analogue à un travail de repoussage, effectué avec un outil multiple rappelant un peigne



fin, entre les dents duquel on fait, au cours de plusieurs passes, « monter » le métal qui constituera les ailettes.

Pour l'huile, on rencontre aussi des radiateurs en faisceaux de tubes soudés dans des calendres d'extrémité ou encore, pour les moteurs en étoile par exemple, des enroulements de tubes en couronne autour du réducteur du moteur.

Tous les types de radiateurs doivent être suspendus élastiquement, ou tout au moins par sangles, pour éviter que les microvibrations les détériorent.

6,143.2 Bien entendu, beaucoup d'autres systèmes peuvent encore être imaginés. Rappelons notamment les radiateurs de surface, qui ont le gros avantage de réduire au minimum la traînée de refroidissement (cf. 3,233.3) et qui font circuler le liquide à refroidir sous un revêtement du planeur (v. fig. 6,143.2). Ainsi le bord d'attaque du prototype de chasse Dewoitine 503, par exemple, était constitué en double paroi, réservant une lame d'eau formant radiateur de surface, avec des tuyauteries d'amenée et de départ.

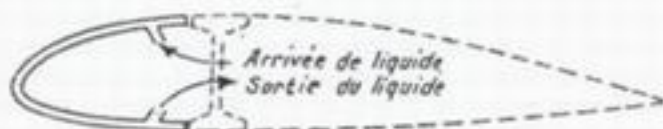


Fig. 6,143.2.

De tels dispositifs sont très heureux au point de vue gain de traînée, et comme protection contre le givrage, lorsqu'ils sont situés dans le bord d'attaque; en revanche, ils

complicent la construction, ils sont lourds, et très vulnérables. En effet, la grande surface de radiateurs nécessaire pour assurer un refroidissement correct est ici étalée, et non plus concentrée; de plus, elle est reportée à l'extérieur de l'avion, et ne peut plus être située, comme souvent pour les solutions classiques, dans des régions pouvant profiter de la protection des blindages. En outre on peut faire à ces « radiateurs structuraux » à peu près tous les griefs déjà faits aux réservoirs structuraux. Ils ont donc été jusqu'à présent réservés en fait à des appareils de course ou de record, où la diminution de traînée peut être recherchée même au détriment de la commodité d'utilisation. Par exemple, dans les hydravions de course engagés dans la coupe Schneider, la mise à contribution de toutes les surfaces de l'hydravion comme radiateurs avait été extrêmement poussée : outre la voilure on avait utilisé de cette façon les flancs du fuselage, les mâts supports de flotteurs, etc... On est même allé jusqu'à transformer en radiateurs des parties mobiles telles que des gouvernes.

Actuellement, ce système n'est plus guère utilisé que pour des radiateurs d'huile, qui nécessitent une surface assez faible et occupent par exemple un tronçon du bord d'attaque.

#### 6,144 Aération générale du compartiment moteur.

Quel que soit le type de refroidissement du moteur, il est nécessaire de faire une très large aération générale du compartiment moteur. Cet air refroidit certains organes dont le refroidissement particulier n'est pas prévu : bougies, canalisations de toutes sortes, etc... et soulage ainsi la tâche du circuit normal de refroidissement.

Cela contribue aussi au refroidissement nécessaire du circuit d'essence et à l'élimination du vapor-lock.

### 15 ÉCHAPPEMENT

L'échappement des moteurs comporte des effets nuisibles qu'il faut s'efforcer de réduire ou même d'éliminer, comme le bruit, les lueurs, les gaz toxiques. On



s'efforcera par contre de développer les effets utiles et de s'en servir comme appoint de propulsion et comme source de chaleur.

### 6,151 Silencieux, pare-flammes.

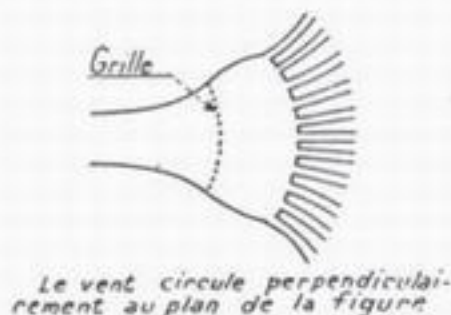
Pour éviter le repérage des avions militaires et améliorer le confort des avions civils, on a souvent cherché à munir les échappements de silencieux. Cette question n'est mentionnée ici que pour mémoire : en l'absence de toute possibilité sérieuse de réduction du bruit des hélices, l'élimination du bruit du moteur est tout à fait illusoire et ne procurerait qu'un gain infime (Cf. ci-après en 6,533.1).

Au contraire, l'élimination des flammes d'échappement est indispensable pour le vol de nuit, surtout sur les avions militaires pour éviter le repérage, mais même aussi sur les avions civils, pour éviter l'éblouissement du pilote. Il est obtenu en refroidissant les gaz et en les étalant pour les diluer dans l'air froid, de telle sorte qu'ils sont ainsi « éteints » au point de vue visibilité de nuit.

Il existe de nombreux systèmes de pare-flammes. Nous en citerons trois qui ont donné des résultats satisfaisants, dans des conditions d'ailleurs diverses.

6,151.1 Le pare-flammes GAL a une forme générale qui rappelle celle d'une pomme d'arrosoir (v. fig. 6,151.1).

La pipe d'échappement s'évase dans une première chambre où les gaz sont tamisés par une grille. Ils sont ensuite diffusés par de fins conduits dont la fabrication rappelle celle des éléments de radiateurs à lames. Un pare-flammes est d'ailleurs un radiateur de gaz d'échappement. Ces petites lames sont en métal inoxydable. La direction du vent relatif est perpendiculaire à la figure.



Pare-flammes GAL  
Fig. 6,151.1.

6,151.2 Dans le pare-flammes Bronzavia, tel qu'il avait été initialement conçu pour les moteurs en ligne à refroidissement par eau (v. fig. 6,152.2 A), la pipe d'échappement, d'assez grande longueur, est coudée à angle droit et rabattue vers le bas; une fente pratiquée dans sa paroi externe s'élargit progressivement et sert à l'échappement. Le vent relatif « souffle » les flammes au fur et à mesure qu'elles sortent de cette fente.

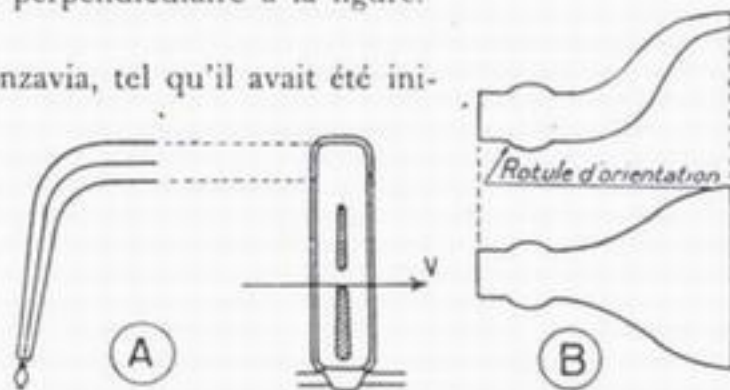


Fig. 6,152.1.  
Pare-flammes Bronzavia.

Ce pare-flammes, qui a donné de très bons résultats sur les moteurs en V, a l'inconvénient de créer une résistance sensible à l'avancement, la partie extérieure au capotage ayant une traînée appréciable.

6,151.3 Le meilleur système de pare-flammes français est actuellement le système Bronzavia-Mercier : c'est le seul qui concilie avec l'effet de pare-flammes un certain effet de réaction.

Le principe (v. fig. 6,152.1 B) consiste à étaler les gaz d'échappement dans une sorte de « queue de carpe », ce qui les refroidit par détente, et à les réduire à

une nappe mince expulsée vers l'arrière dans le sens utile pour la réaction.

Ce pare-flammes est raccordé à la pipe d'échappement par une rotule, ce qui permet de lui donner l'orientation désirée. Nous avons vu en effet que pour éviter d'encombrer l'orifice de sortie de refroidissement du moteur, il ne faut pas que les pare-flammes soient trop rabattus sur le bulbe (Cf. 6,141.21).

L'application aux moteurs en ligne n'est pas impossible, mais elle n'est pas encore bien au point : ce pare-flammes n'a été pratiquement appliqué jusqu'à présent qu'aux moteurs en étoile.

6,152

#### Ejection des gaz brûlés.

Il est essentiel d'éviter tout risque d'intoxication de l'équipage des avions militaires par rentrée tourbillonnaire, même partielle, des gaz d'échappement dans l'habitacle.

On devra considérer particulièrement le cas des moteurs en étoile situés à l'avant d'un fuselage (monomoteurs de chasse ou de tourisme). Les échappements des cylindres supérieurs devront alors être détournés.

Un autre problème est posé sur les bimoteurs militaires par l'aération des habitacles arrière : lorsque le mitrailleur est nettement en arrière des échappements, les gaz toxiques peuvent être rabattus dans l'habitacle, par les tourbillons d'hélices.

La meilleure solution d'ensemble de ces questions consistera en une bonne étanchéité de cabine, par ailleurs fort souhaitable pour éviter les infiltrations d'eau dans le vol par forte pluie (Cf. ci-après en 7,123). L'aération, rationnellement étudiée et non plus laissée au hasard des courants d'air, sera alimentée par une prise d'air spéciale disposée en un endroit judicieux. Cette solution, de toute façon nécessaire, s'imposera tout naturellement avec l'élévation des altitudes d'utilisation et la généralisation des cabines étanches à pression rétablie (Cf. 6,52).

6,153

#### Effet de réaction.

Sur les avions rapides, l'effet propulsif qu'on peut obtenir par la réaction des gaz d'échappement est loin d'être négligeable pour les performances : on a pu, par la seule orientation vers l'arrière des pipes d'échappement, gagner jusqu'à 20 km/h sur la vitesse d'un avion de chasse.

Sur les moteurs à 12 cylindres en V, ces résultats sont obtenus d'une manière particulièrement heureuse lorsqu'on groupe trois par trois les échappements. On obtient alors dans le pot d'échappement, par le jeu normal des secteurs d'ouverture des soupapes, un écoulement à peu près continu, et non pulsatoire comme on en trouve dans les pipes d'échappement isolées, et, par conséquent, en effet de réaction plus régulier.

6,154

#### Réchauffages.

L'échappement est très utilisé comme source de chaleur pour les divers réchauffages de bord. Nous avons déjà parlé en 6,121.2 du réchauffage de l'air d'admission du moteur, et nous verrons plus en détail en 6,52 les réchauffages de cabine.

Disons simplement ici que, dans l'agencement général de ces systèmes de réchauffage il ne faut pas oublier, surtout sur les moteurs à refroidissement par air, les répercussions possibles sur le refroidissement même du moteur. Nous avons déjà parlé en 6,124.21 de l'encombrement des sections de sortie. Si nous considérons maintenant l'orifice d'entrée, nous remarquerons qu'il se pose là aussi, généralement, des questions délicates. Étant donnée la section réduite qu'on laisse



maintenant à l'entrée de l'air, celle-ci est généralement tout entière indispensable pour le refroidissement des cylindres. Il faut donc veiller à ne pas l'encombrer, même très peu, par la prise d'air de réchauffage.

Comme celle-ci ne doit pas non plus être mise derrière le moteur sous peine d'introduire dans le chauffage de cabine de l'air ayant circulé autour des cylindres, et souillé d'huile ou de vapeurs d'essence, elle est généralement installée dans le bord d'attaque de l'aile, au voisinage du fuseau-moteur — ou encore derrière un radiateur d'eau lorsque l'avion en comporte.

## 16 ACCESSOIRES

161 D'une manière générale il faut s'efforcer d'éviter les instruments indémontables, comme les thermomètres à tension de vapeur, et les remplacer par des instruments dans lesquels on cherchera à rendre interchangeables séparément le détecteur et le récepteur (instruments électriques par exemple).

162 Le problème des jaugeurs sur les avions est un problème délicat et jusqu'à présent mal résolu en France.

162.1 Les jaugeurs d'essence actuellement en service ont donné lieu à de nombreuses critiques. Leur principal défaut est peut-être d'exiger beaucoup de soin et de temps pour leur réglage et leur entretien. S'ils étaient parfaitement réglés à l'origine et ensuite parfaitement entretenus ils donneraient probablement des indications valables.

La difficulté vient de ce que les réservoirs d'essence des avions ont généralement beaucoup de surface et peu de profondeur (réservoirs d'ailes). Les deux données physiques, d'ailleurs équivalentes, sur lesquelles on peut se baser pour le jaugeage : le niveau ou la pression (hauteur d'essence) sont délicates à utiliser parce qu'une très faible variation dans ces données correspond à une grosse variation de volume à cause de la grande surface, d'où la difficulté qu'on éprouve à obtenir une bonne précision.

162.2 Devant cette carence pratique des jaugeurs on s'est tourné vers les compteurs de débit, réalisables d'une manière plus précise. Mais si le totalisateur de débit permet de savoir par soustraction (1) où en est la capacité d'essence après un certain temps de vol lorsqu'il n'y a pas de fuite, il ne renseigne absolument plus sur ce qui reste en cas de fuite — or cette question a une importance primordiale sur les avions militaires où les projectiles peuvent occasionner des fuites notables.

De plus, il manque de précision pour l'indication la plus essentielle : celle de la fin du réservoir, cette mesure étant obtenue par différence de deux quantités qui sont du même ordre et de plus connues elles-mêmes sans précision — tandis que par des artifices ingénieux on peut s'arranger pour donner au contraire aux jaugeurs une précision accrue dans cette zone de leurs indications.

Ces compteurs introduisent dans les circulations d'essence une complication et un nouveau risque de vapor-lock. Sur les avions à long rayon d'action leurs indications sont utiles non seulement au point de vue jaugeage mais pour le réglage optimum de la carburation en vue du maximum d'économie de combustible.

162.3 Le jaugeage en vol, déjà difficile pour l'essence, est quasi impossible pour l'huile à cause des phénomènes d'émulsion. Comment jauger une capacité occupée pour une très grande partie par un mélange hétérogène d'huile, et d'air ? Le problème n'a pas encore reçu de solution vraiment correcte.

(1) Cette soustraction peut être faite automatiquement par l'instrument : il suffit de faire entraîner le totalisateur à l'envers et de graduer directement en combustible restant.

6,17 *ESSAIS*6,170 Essais en soufflerie.

La collaboration intime entre l'avionneur et le motoriste, dont nous avons souligné la nécessité en 6,10, doit se manifester notamment par la conduite en commun d'essais approfondis de fonctionnement de l'installation du groupe motopropulseur dans une soufflerie de grandes dimensions, permettant d'introduire l'installation moteur *complète*, réelle, telle qu'elle est prévue sur l'avion considéré, et de faire tourner le moteur.

Une telle façon de faire abrège les tâtonnements et la mise au point future en vol de l'avion. Elle permet de mieux séparer les variables, plus aisément que lors des essais en vol, puisqu'on peut observer et intervenir plus aisément qu'en vol.

6,171 On pourra ainsi élucider très complètement un sujet capital, et jusqu'à présent trop négligé, qu'on pourrait appeler l'aérodynamique interne du groupe motopropulseur. Par exemple il est indispensable de vérifier si l'air circule effectivement et dans le sens prévu, pour chacune des très nombreuses circulations d'air d'un moteur : circulation d'air dans les radiateurs, autour des cylindres (pour les moteurs à refroidissement direct), circuit de refroidissement des pompes, réchauffage des carburateurs, de la cabine, etc... On a vu souvent l'air entrer par où il devait sortir et inversement.

Il faut, pour s'assurer de la correction de ces circulations d'air, faire des mesures locales de pression, de vitesse, déterminer les pertes de charge, etc... Enfin, il sera bon, au cours de ces essais, d'explorer le trajet de l'air avec des écoulements de fumée pour mettre en évidence les tourbillons et les supprimer.

6,172 Après l'aérodynamique, l'hydrodynamique du groupe motopropulseur est également justiciable de cette étude : les circulations de liquides sont nombreuses aussi sur un moteur : essence, huile, liquide de refroidissement. Il est indispensable d'intercaler en certains endroits sur les canalisations des tronçons en tubes de verre pour observer comment se fait la circulation, s'il passe des bulles, etc... On a constaté ainsi des choses qui, sans cela, seraient toujours restées ignorées, sinon par leur résultat final qui ne manque jamais de se produire sous forme de pannes difficiles à interpréter : ainsi sur un avion de chasse, on a découvert dans la circulation d'eau des désamorçages subits affectant à la fois toute une moitié du moteur, dans laquelle la circulation cessait brusquement, puis repartait. Ceci était dû à des cavitations et à des poches d'air, qu'on a fait disparaître en installant des dégazeurs appropriés. Il y a lieu aussi de mesurer les *débits* dans les diverses circulations.

6,18 *DÉMONTAGE. INTERCHANGEABILITÉ*6,181 Démontage rapide des moteurs.

Quelle que soit la difficulté du problème (due surtout au fouillis inextricable d'accessoires et de canalisations qui encombre l'arrière du moteur), il est *indispensable* pour la commodité de l'utilisation et de la réparation d'obtenir un démontage vraiment rapide du groupe motopropulseur.

Avec une installation convenablement étudiée, on doit arriver à ce qu'il ne s'écoule pas plus de 30 minutes entre le moment où un moteur cesse de tourner

et le moment où le moteur de remplacement est remis en route sur le même avion.

Ceci exige seulement que toutes les canalisations soient rationnellement amenées à un plan de sectionnement dans lequel sont placés des raccords à démontage rapide bien repérés (par exemple à emboîtements quarts de tour ou à saute-relles, fiches électriques multiples, etc...), que les commandes puissent se débrancher et se rebrancher instantanément sans déréglage (1), et bien entendu que les organes de fixation du bâti-moteur soient eux-mêmes rapidement démontables, et parfaitement interchangeables.

Il faut aussi, ce qui est important au point de vue conception, monter le plus grand nombre possible d'accessoires du moteur sur l'ensemble démontable pour éviter les sectionnements. En particulier il est très souhaitable que le réservoir d'huile soit dans la partie démontable, fixé sur le bâti-moteur; de même pour les radiateurs d'eau et d'huile.

## 182 Boîte-relais d'entraînement d'accessoires.

182.1 Le corollaire de cette première proposition : installer sur l'ensemble démontable le plus possible d'accessoires *du moteur*, est qu'il faut au contraire y mettre le moins possible de choses *relatives à l'avion*. Ainsi tous les accessoires et notamment tous les générateurs qui servent à alimenter les servitudes de bord gagnent à n'être pas montés sur le moteur mais sur une boîte-relais entraînée par lui et qui reste fixée à demeure sur la cloison-pare-feu. Il n'y a qu'un entraînement par tournevis à emmancher pour donner le mouvement à cet ensemble mais toutes les canalisations électriques, à air comprimé, etc..., restent sur l'avion.

182.2 Ces relais ont comme autre avantage une plus grande sécurité pour le moteur. Lorsque les génératrices étaient fixées au moteur lui-même, le grippage ou la panne de l'une d'elles risquait de rompre son entraînement particulier jusqu'à l'intérieur du moteur, et de mettre celui-ci en panne. Au contraire leur groupement général à part sur une boîte-relais a permis d'introduire dans la transmission qui relie le moteur à ce relais un point faible convenablement calculé pour que sa rupture survienne dès qu'une panne grave affecte l'un des organes entraînés, le moteur continuant à fonctionner normalement.

Pour que cette sécurité porte tous ses fruits, il est nécessaire que le graissage de la boîte-relais soit entièrement indépendant de celui du moteur (ce qui n'a pas été couramment observé jusqu'à présent) afin d'éviter qu'un grippage ou une rupture de la boîte-relais n'entraîne une hémorragie complète de l'huile du moteur. Toutefois, si le réservoir d'huile spécial de la boîte-relais était entièrement séparé, on risquerait d'oublier de le remplir au départ. C'est pourquoi la solution la meilleure consiste à lui consacrer une partie du réservoir d'huile général, isolée du reste par une cloison étanche montant à quelques centimètres près jusqu'au niveau de remplissage.

182.3 La boîte-relais présente aussi l'avantage de dégager l'arrière du moteur, qui, sans cela, est un endroit très encombré. Outre l'amélioration évidente de l'accessibilité et de l'entretien, il en résulte des possibilités accrues de modernisation du matériel. Quand on montait les génératrices directement sur le moteur on avait souvent de la peine à remplacer ultérieurement une génératrice qui s'était révélée insuffisante par une autre plus puissante, ou à en ajouter une nouvelle, ce qui peut être nécessaire au cours de la vie d'un avion, tandis qu'on peut mettre

(1) Voir ci-après en 7.213.3.



la boîte-relais dans une région où il y a plus de place et modifier ensuite plus aisément les installations.

### 6,183 Interchangeabilité.

6,183.1 Indépendamment du démontage rapide et de l'interchangeabilité d'un même type de moteurs sur un même type d'avion, on peut rechercher la possibilité de remplacer sur un même type d'avion un moteur par un autre moteur de puissance similaire, mais de type différent.

L'intérêt que présente cette possibilité est surtout du domaine industriel. Pour la sortie des avions en temps de guerre, il est difficile en particulier de coordonner la fabrication des moteurs et celle des avions. A partir du moment où plusieurs groupes moto-propulseurs sont interchangeables sur un même avion on peut alimenter une production déficiente par une autre. Les effets des bombardements d'usines peuvent être ainsi rendus moins désastreux.

Cette interchangeabilité est difficile, mais non impossible à obtenir. Elle oblige à normaliser divers types de moteurs d'une puissance analogue, en particulier le plan de sectionnement de toutes les canalisations et commandes. Il faut aussi normaliser les écartements et les points d'attache des bâtis-moteurs.

6,183.2 On peut même rechercher l'interchangeabilité entre les types de moteurs non seulement de marque différente, mais aussi de mode de refroidissement différent. On se trouve alors conduit, pour conserver les formes extérieures, à enfermer dans un capotage *circulaire*, non seulement les moteurs à refroidissement par air, mais aussi les moteurs à refroidissement par liquide, les secteurs circulaires laissés vides par le V des cylindres et le contour du carter étant mis à profit pour loger les radiateurs d'eau et d'huile, les nourrices, etc... Les Allemands ont beaucoup travaillé dans cette voie.

Sur le Focke-Wulf 200 « Condor » par exemple, on avait réalisé (au moins à titre d'essai) une grande interchangeabilité : en 30 minutes on pouvait remplacer un type de moteur par plusieurs autres types de puissance analogue : on voit aisément tout l'intérêt d'une telle réalisation. Les fuseaux-moteurs circulaires qui, dans les Junkers 88, enferment normalement des moteurs à refroidissement par liquide Jumo 211, pourraient présenter une commodité analogue à ce point de vue.

---

## 6,2 - ÉQUIPEMENTS

---

6,20 Dans ce paragraphe, les limites que nous nous sommes fixées nous interdisent absolument de chercher à donner un aperçu d'ensemble, même sommaire, de monde extraordinairement vaste et changeant des équipements d'aviation. C'est aux ouvrages ou périodiques spécialisés qu'il faut se reporter si l'on veut trouver une documentation relative à ces équipements eux-mêmes. Nous ne

parlerons ici que des conditions imposées par quelques-uns d'entre eux, pris parmi les plus classiques ou les plus répandus.

## INSTRUMENTS DE PILOTAGE ET DE NAVIGATION

### 5,21 Tableaux de bord.

5,211 Il y a lieu de suspendre élastiquement les tableaux de bord pour les soustraire aux vibrations.

5,211.1 Il est nécessaire aussi, pour le vol de nuit, que les instruments soient correctement éclairés. Cet éclairage peut être réalisé soit par des lampes à rayons ultraviolets avec des instruments à peinture radio-luminescente, ou mieux encore par un éclairage indirect, bien conçu, dont un exemple excellent est la planche de bord du Curtiss 75.

Le principe en est simple (v. fig. 6,211.1). Tous les instruments doivent être soigneusement encastrés et affleurer exactement. Dans leur voisinage, des ampoules électriques sont implantées dans la planche de bord. L'ensemble est recouvert par un panneau de protection articulé sur une charnière à la partie inférieure, et présentant en face de chaque instrument un trou avec un bord tombé, en face de chaque ampoule un bossage en forme de dôme; il est entièrement émaillé blanc sur sa face interne et noir mat à l'extérieur. La face interne étant très réfléchissante, la lumière des ampoules électriques est renvoyée par les bords tombés sur les cadrans des instruments. Dans la vue de face, les ampoules sont judicieusement (et donc irrégulièrement) réparties, leur densité s'accroissant dans les régions qui ont le plus besoin d'éclairage. L'ensemble est ainsi parfaitement éclairé, d'une manière aussi douce qu'on veut grâce à un rhéostat général.

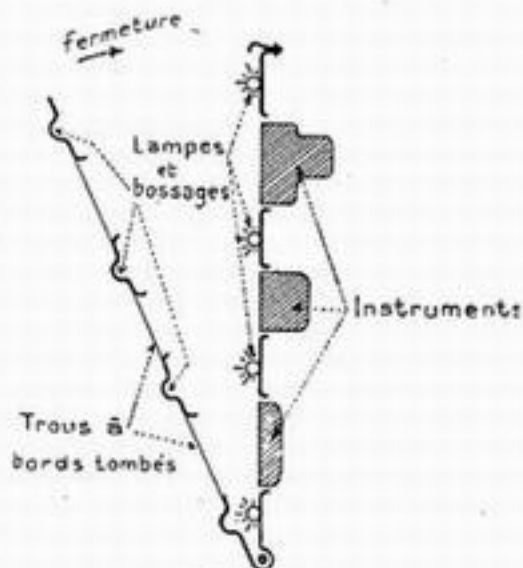


Fig. 6,211.1.  
Éclairage indirect du tableau de bord  
(le couvercle du tableau est représenté en position entr'ouverte pour vérification).

5,211.2 Notons également la nécessité du dégivrage, et par conséquent du réchauffage des instruments. Sur un monomoteur classique à moteur tractif, la chaleur du moteur qui n'est pas loin peut suffire et rien de particulier n'est nécessaire, mais sur un bimoteur, il faut diriger de l'air chaud vers la planche de bord.

L'accessibilité à l'arrière de celle-ci doit permettre de brancher ou inspecter aisément les connexions diverses arrivant aux instruments. On peut y arriver soit par basculement d'ensemble du tableau de bord autour d'une charnière, soit en installant dans le revêtement de l'avion des portes de visite suffisamment grandes en arrière de ce tableau, soit par une combinaison de ces deux moyens.

### 6,212 Prises de pression extérieure.

L'emplacement de l'antenne anémométrique doit être bien étudié. L'anémomètre est un des instruments de pilotage les plus essentiels : si l'on veut qu'il soit véridique, c'est-à-dire qu'il indique exactement la vitesse de l'avion (ou pour

parler d'une façon plus précise son équivalent de vitesse  $V\sqrt{\delta}$  (1), il faut apporter du soin dans l'étude de l'emplacement de l'antenne.

En effet l'anémomètre (2) mesure la différence entre la pression dynamique, c'est-à-dire celle qui règne sur une surface plane exposée perpendiculairement au courant d'air, et la pression statique, c'est-à-dire celle qui règne à l'altitude où l'on se trouve, mais en air calme, abstraction faite de la perturbation apportée par l'avion. D'après son seul énoncé, on conçoit que cette dernière pression soit particulièrement délicate à mesurer et nécessite une exploration attentive du champ aérodynamique autour du planeur.

L'emplacement optimum de l'antenne peut être dégrossi a priori grâce à des études systématiques faites par le N. A. C. A. avec des investigations très poussées du champ aérodynamique autour d'une aile, d'un fuselage, et qui ont dégagé un certain nombre de données premières de valeur générale. Mais on recherchera utilement dans chaque cas une précision plus poussée, par des essais au tunnel sur la maquette même de l'avion considéré — essais qui devront toujours être contrôlés avec soin par étalonnage sur base lors des essais en vol.

La même prise de pression statique peut et doit servir aussi aux altimètres, et au variomètre du pilote. Pour que tous les altimètres du bord marquent la même altitude, et tous les anémomètres la même vitesse, il est d'ailleurs nécessaire de les réunir par une canalisation, qui constitue un véritable réseau de pression statique. Sinon les indications des altimètres sont à la merci des conditions de pression les plus fantaisistes régnant dans les régions des habitacles où ils se trouvent, et qui dépendent de la position du moindre déflecteur, de l'ouverture d'une fenêtre, etc...

Ces antennes doivent être soigneusement protégées contre le givrage par un réchauffage approprié.

### 6,213 Divers.

6,213.1 Il est souhaitable, comme nous le verrons plus en détail en 6,412.32, que les instruments gyroscopiques soient plutôt électriques qu'à dépression, afin de mieux assurer la sécurité de leur alimentation à haute altitude et en cas de givrage.

6,213.2 Le pilote automatique doit être protégé par des carters contre les chocs. Son débrayage doit être sûr et accessible. On réalisera ses supports d'une manière particulièrement rigide pour éviter de fausser son fonctionnement. Ses servomoteurs doivent être mis aussi près que possible de la gouverne elle-même, pour les raisons déjà indiquées en 4,625.31. Rappelons que sa présence oblige à calculer la structure de l'avion pour les conditions de vol spéciales dans lesquelles le pilote automatique peut le mettre : en effet, si celui-ci est intransigeant et pilote l'avion de manière à lui conserver à travers tous les remous une assiette invariable, il peut amener des efforts dans les gouvernes et des efforts généraux dans la structure nettement plus élevés que le pilotage humain.

6,213.3 Les instruments *répétiteurs* vont en se multipliant, malgré leur complication plus grande, à cause de l'intérêt qu'ils présentent pour la coordination des indications à plusieurs postes de l'avion, et pour le dégagement des planches de bord où ils permettent de remplacer un instrument principal encombrant par un simple répétiteur de format beaucoup plus réduit. De plus, ils permettent de placer

(1) Ceci pour les anémomètres ordinaires. On a cependant créé récemment des anémomètres à compensation automatique d'altitude, destinés à donner directement la vitesse aérodynamique vraie à toute altitude.

(2) Voir Annexe XIII l'article « ANTENNE ANÉMOMÉTRIQUE ».



l'instrument-guide où l'on veut, et par exemple d'affranchir les compas des difficultés presque insolubles de compensation découlant de l'accroissement des blindages d'acier entourant les postes d'équipage (Cf. ci-après en 6,34).

1,22

## OXYGÈNE

Nous ne parlons ici que des avions militaires à cabine non étanche, dans lesquels on est obligé de distribuer l'oxygène par masques. Le cas de la distribution dans une cabine étanche est étudié plus loin en 6,525.1 à propos du conditionnement de l'air (cabines suroxygénées).

1,221

On a souvent discuté les mérites et inconvénients respectifs des inhalateurs individuels, ou d'un seul distributeur qui serait ainsi une centrale d'oxygène, reliée directement aux masques des utilisateurs.

Les éléments de cette discussion sont les mêmes que ceux que nous retrouverons d'une manière plus détaillée en 6,422 à propos du particularisme ou des réseaux dans le cas des énergies de servitude : le poids de la solution centralisée serait moindre, mais la vulnérabilité accrue, un projectile dans la centrale risquant de tuer d'un coup tout l'équipage.

Sans réaliser la centralisation de l'inhalateur lui-même, on peut interconnecter les bouteilles d'oxygène sur un même circuit, alimentant les divers inhalateurs individuels, solution qui présente le gros avantage de permettre une recharge beaucoup plus rapide de tout l'avion en oxygène pour une nouvelle mission, par une prise unique aboutissant à l'extérieur, et sans avoir à remplacer toutes les bouteilles.

Au point de vue de la vulnérabilité, cette solution a deux effets contradictoires : par rapport à la solution comportant l'affectation de chaque bouteille à un inhalateur déterminé, elle atténue l'accident de bouteille, mais rend plus grave l'accident de canalisation. En effet, avec les bouteilles individuelles, en cas de balle dans une bouteille, le membre de l'équipage intéressé est mis gravement en danger, mais il est seul atteint; au contraire, quand les bouteilles sont mises en commun, moyennant les clapets anti-retour indispensables, personne ne souffre immédiatement de la perte d'une bouteille, mais par contre une seule balle dans la canalisation commune peut tuer tout l'équipage. Il est vrai que les chances d'atteinte sont moindres pour une petite canalisation que pour une bouteille.

En France, les centrales d'oxygène ont été jusqu'à présent exclues des avions militaires.

1,222

Au point de vue installation de l'oxygène, notons la nécessité de protéger les tuyaux rigides de transport d'oxygène contre les accrochages, et celle de surveiller l'étanchéité des raccords, qu'on remplace le plus possible par des brasures — les raccords qui subsistent étant de plus brasés sur les canalisations qu'ils réunissent.

L'accessibilité aux bouteilles doit être excellente lorsqu'elles sont individuelles, pour en permettre le remplacement très rapide au retour de mission.

1,23

## PHOTOGRAPHIE

Les installations de photographie imposent à la construction des servitudes assez importantes pour la réalisation des champs de prise de vue nécessaires, dans le cas de la photographie oblique.

Au point de vue de l'installation proprement dite, il est essentiel d'assurer un fonctionnement correct malgré le froid régnant aux très hautes altitudes, en évitant le givrage des mécanismes automatiques (déroulement de la pellicule, obturateur, etc...) et le givrage de la buée sur l'objectif. Ce dernier point n'est pas aussi facile à résoudre par un jet d'air chaud qu'il pourrait sembler à première vue, parce qu'un chauffage local inconsideré risque d'amener des déformations optiques. La température à l'intérieur de l'appareil photographique ne doit pas non plus dépasser 30°, sous peine de détériorer les émulsions.

Le système qui a finalement prévalu est celui de la housse chauffante pour tout l'appareil, cette housse souple (textile) ou rigide (double paroi métallique) étant alimentée soit électriquement, soit par de l'air réchauffé par les gaz d'échappement.

6,24

## RADIO ET MÉTALLISATION

6,241

### Installations radio proprement dites.

Les installations radio se sont extraordinairement développées ces dernières années à bord des avions de toutes catégories.

Il est probable qu'avec l'accroissement considérable de la circulation aérienne qui est à prévoir dans un avenir prochain, la présence de la radio deviendra obligatoire sur tous les avions, même privés, afin de leur permettre d'utiliser le balisage radioélectrique permanent (radiophares) et de recevoir les ordres nécessaires à la régulation du trafic, tant pour le vol par mauvaise visibilité que pour organiser la cadence des atterrissages sur les aérodromes très fréquentés.

Ce qui précède ne vise que les radio-communications. Mais la radio présente encore toutes sortes d'autres applications fort importantes pour la navigation aérienne :

— les unes déjà anciennes, basées sur la mesure des angles par l'orientation d'un cadre tournant (radiogoniométrie, radio-compas);

— les autres beaucoup plus modernes, basées sur la mesure des distances par l'évaluation du temps de réponse à un signal périodique excessivement bref (de l'ordre de la microseconde) : ce sont toutes les applications englobées sous la dénomination générique de « Radar » et qui vont de la détermination du point où se trouve l'avion (concurrentes en cela des méthodes goniométriques) à la vision du sol à travers les nuages, à la détection des obstacles aériens (recherche de l'avion-but dans la chasse de nuit; — sécurité dans l'exploitation d'une ligne à fort trafic en vol sans visibilité) et à la détermination de l'altitude réelle au-dessus du sol (altimètres radio-électriques, ou radio-sondes).

Toutes ces applications demandent, outre l'installation des postes proprement dits à bord de l'avion, la réalisation d'antennes ou d'aériens particuliers, avec diverses servitudes de dégagement ou de non-voisinage métallique, pouvant influencer sur le choix des matériaux pour la construction de telle partie de l'avion, etc. De plus, des précautions sont à prendre contre le givrage de ces aériens. Nous n'en pouvons dire ici davantage, sous peine d'être entraînés trop loin.

Notons cependant que toutes les sources de parasites doivent être très soigneusement blindées. A bord, l'installation de radio doit être protégée contre la foudre par des parafoudres.

Il y a lieu également de se soucier des interactions possibles entre les diverses installations radio et même le téléphone de bord. La mise au point doit être faite avec toutes les installations en présence.

Mentionnons enfin la nécessité d'une accessibilité parfaite et d'une grande aisance de démontage, pour faciliter le dépannage au sol et en vol.

1,242

Métallisation.

La métallisation, jusqu'à présent souvent négligée, est une question extrêmement importante qui a, comme nous allons le voir, de grosses répercussions sur l'exécution matérielle de la structure et des installations.

1,242.1

*Buts de la métallisation. Constitution.*

La métallisation des avions (ou hydravions) a pour buts de :

— protéger passagers et matériels contre les décharges électriques atmosphériques en constituant un réseau métallique qui facilite la mise au même potentiel des différentes parties métalliques de l'avion;

— fournir un contrepoids de capacité importante, utilisable comme élément du système rayonnant des postes radio ;

— assurer la décharge lente de l'avion en vol ou au sol, afin d'éviter des décharges brutales pouvant amener des accidents;

— protéger les postes radio contre les parasites produits à bord de l'avion par des matériels électriques, ou par la mise en mouvement de pièces métalliques rapprochées, si celles-ci se trouvaient accidentellement à des potentiels différents.

Pour répondre aux buts précédents, le réseau de métallisation doit comprendre : un réseau primaire, des liaisons secondaires, des déperditers de potentiel, éventuellement des écrans électriques.

5,242.2

*Réseau primaire.*

Dans le cas des avions entièrement métalliques, le réseau primaire est constitué par la structure même de l'avion. Dans le cas des avions non entièrement métalliques, il faut constituer un réseau primaire. Ce réseau doit être aussi dense que le permettent les considérations de poids.

Il doit réaliser, le plus près possible des surfaces *extérieures* de l'avion une cage à mailles métalliques constituée :

— par des conducteurs principaux distants au plus de 1 m 50 et disposés à peu près parallèlement à la plus grande dimension des parties de l'avion à métalliser (aile, fuselage, etc...).

— par des conducteurs auxiliaires réunissant, tous les mètres environ, les divers conducteurs principaux entre eux, mais d'une façon aussi peu régulière que possible, de manière à éviter la formation d'un grand nombre de circuits oscillants de même fréquence propre.

Les conducteurs principaux doivent permettre le passage, entre les parties métalliques extrêmes de l'avion, des courants de très forte intensité et à haute fréquence qui peuvent se produire par suite de la mise en court-circuit par l'avion de deux couches nuageuses à des potentiels différents.

Il est donc d'une extrême importance :

— que ces conducteurs principaux soient le plus rectilignes possible, les changements de direction indispensables étant effectués par des courbes à très grand rayon afin de diminuer l'impédance du circuit qui s'oppose au passage du courant de haute fréquence.

— que leur section soit assez forte, au minimum 40 millimètres carrés par conducteur, pour des conducteurs distants de 1 m 50.

Pour éviter tout danger d'incendie, dans le cas où les conducteurs seraient portés à une température élevée (à la suite du passage d'une grosse intensité consécutive à un coup de foudre), ceux-ci ne doivent pas être fixés directement



sur une partie en bois ou combustible de l'avion (longeron, nervures, etc...). L'interposition d'un corps incombustible ou l'éloignement du conducteur est alors nécessaire.

### 6,242.3 *Liaisons secondaires.*

Toutes les pièces métalliques de l'avion, depuis les plus importantes (moteurs, capots, etc...) jusqu'aux plus petites (poules de renvoi, de commande, etc...) doivent être reliées électriquement à la masse.

Les pièces métalliques importantes doivent avoir plusieurs points de contact avec la masse.

Toutes les canalisations métalliques : canalisations de carburant, d'huile, d'extincteur, d'instruments divers, doivent être reliées à la masse au moyen de colliers-supports disposés à intervalles réguliers, n'excédant pas 0 m 50.

Les canalisations métalliques transportant des matières inflammables, dont l'éloignement de la masse est trop grand pour permettre la réalisation d'une liaison correcte, doivent être doublées par un conducteur important et reliées à celui-ci dans les mêmes conditions qu'au paragraphe précédent.

Si les surfaces extérieures de l'avion sont protégées par des enduits métalliques, ces derniers doivent être réunis de place en place à la métallisation par des connections courtes posées avant l'enduisage des surfaces à protéger.

Les joints et raccords dont la résistance est supérieure à 0,0025 ohm doivent être shuntés au moyen de connections métalliques.

Les organes métalliques mobiles (gouvernes, commandes, etc...) doivent être réunis à la masse par des connections souples largement dimensionnées pour éviter que les articulations qu'elles shuntent (le plus près possible) soient le siège d'un courant appréciable générateur de parasites pour les postes de T. S. F. Ces connections doivent être telles qu'elles ne limitent pas la course des organes reliés, et que leur déformation au cours des mouvements possibles soit minimum. Si, au cours du mouvement, ces connections peuvent frotter sur un autre organe, elles doivent être protégées en conséquence et isolées à cet endroit.

Pour compléter les liaisons destinées à éviter la détérioration des matériels par décharge électrique, il faut interposer des parafoudres entre la masse de l'avion et les antennes fixes ou pendantes, ces parafoudres devront être placés très près des antennes d'émission et de réception; en outre, les antennes pendantes doivent pouvoir être reliées directement à la masse par la manœuvre d'un interrupteur spécial (surtout pour permettre de remonter l'antenne sans recevoir le courant de décharge dans les mains).

Après terminaison du réseau primaire et des liaisons secondaires, la résistance entre deux points métalliques quelconques de l'avion (sauf points d'un organe nécessairement isolé tel qu'antenne de T. S. F.) ne doit pas être supérieure à 0,05 ohm.

### 6,242.4 *Déperditeurs de potentiel.*

Des déperditeurs de potentiel doivent permettre la décharge lente de l'avion en vol et au sol pour éviter des décharges pouvant amener des accidents.

Afin de faciliter la décharge en vol, s'il n'existe pas aux extrémités de l'avion de parties métalliques extérieures suffisantes, il faut en constituer par des plaques métalliques présentant au moins une arête vive d'environ 10 centimètres — par exemple à chaque bout d'aile, à la pointe avant du fuselage, à l'empennage.

Ainsi sur l'avion de transport américain Lockheed « Constellation », chaque

extrémité d'aile est équipée, au bord de fuite, de trois petites « queues de rat » constituées par des câbles métalliques effilochés, d'environ 20 cm de long, traînant dans le vent derrière la voilure.

Afin de faciliter la décharge au sol, un dispositif doit réaliser le contact de la masse métallique de l'avion avec le sol, aussitôt après son atterrissage. Ce dispositif est souvent une chaînette traînant sur le sol. On réalise aussi dans ce but des pneumatiques dont la gomme est rendue conductrice par incorporation de graphite (exemple : roue de queue du bimoteur britannique « Mosquito »).

1,242.5 *Antiparasitage.*

Les appareils électriques montés à bord de l'avion ne doivent donner lieu à aucun parasite, et doivent comporter par conséquent un filtrage et un blindage appropriés, complétés, au besoin par des écrans électriques.

5,25 *VOL DE NUIT*

Nous avons déjà vu, notamment en 6,211.1, quelques-unes des dispositions à prévoir pour le vol de nuit, à propos d'installations qui, comme les planches de bord par exemple, existent déjà pour d'autres fins.

Disons un mot maintenant des installations qui n'ont pas d'autre objet que le vol de nuit.

Des feux de navigation sont installés aux deux extrémités des ailes (rouge à gauche, vert à droite) et à l'extrémité de la queue (blanc). Un feu de signalisation permet, au moyen de manipulateurs, de communiquer par signaux optiques avec l'aéroport.

Pour éclairer le terrain au moment de l'atterrissage, on utilise un <sup>(1)</sup> projecteur d'atterrissage qui, pour diminuer la traînée, est toujours noyé dans l'aile ou dans le nez avant de l'appareil. A cet effet, il peut être placé près du bord d'attaque derrière un carénage en matière plastique transparente rétablissant la continuité de surface — mais il peut arriver alors que, par très mauvais temps et en atmosphère givrante, le givre accumulé rende ce carénage plus ou moins opaque au moment de l'atterrissage. D'où l'idée de suspendre ce projecteur sous l'aile et de l'escamoter par rotation de 90° autour d'une charnière portée par l'intrados, et située suffisamment en arrière pour se trouver hors de la zone de givrage du bord d'attaque, de manière que le givre ne puisse coïncider l'ensemble.

Enfin, il peut être nécessaire pour le cas de panne grave entraînant un atterrissage en campagne de nuit, d'installer des bombes éclairantes à parachute permettant de choisir un terrain de fortune et d'exécuter la prise de terrain pendant la combustion de la composition lumineuse. Cette installation, qui est de règle sur les avions militaires, était faite autrefois à l'extérieur de l'avion, pour la simple raison que les performances officielles n'étaient mesurées qu'en mission de jour. Cette considération quelque peu artificielle n'a évidemment aucune raison d'être retenue plus longtemps, et il est évident que ces installations doivent être intérieures même sur les monoplaces de chasse : des puits de lancement, verticaux ou obliques, doivent être prévus dans l'appareil à cet effet, mais ceci impose sur les petits appareils des bombes éclairantes d'un encombrement suffisamment faible (exemple des bombes Viley sur Curtiss 75).

(1) Et même si possible 2, par raison de sécurité.

## 6,3 - ARMEMENT

---

### 6,31 Armes.

Nous avons déjà donné quelques indications de principe en 2,125 sur l'installation des armes. On ne saurait en peu de mots traiter à fond ce sujet très vaste, qui sort complètement du cadre de cet ouvrage. Aussi nous bornerons-nous à ajouter ici quelques remarques indispensables.

Les armes doivent souvent être réchauffées pour fonctionner correctement à très haute altitude.

La nécessité de ce réchauffage dépend du type des armes et du besoin qu'elles ont d'être graissées. Mais même pour celles qui, ne nécessitant qu'un graissage infime (essuyage au chiffon gras) pourraient se passer de réchauffage, celui-ci reste une précaution utile pour assurer un bon fonctionnement malgré un certain encrassement pouvant résulter d'un défaut d'entretien.

Une bonne protection contre le refroidissement excessif (et même le givrage) des armes d'ailes consiste à les reculer complètement à l'intérieur de la voilure, et à obturer l'orifice qui leur servira de débouché à l'extérieur par une toile collée à l'enduit sur le bord d'attaque, et qui sera perforée par le premier coup tiré.

Il y a lieu de veiller particulièrement dans l'installation des armes, à la rigidité de leurs supports, aux possibilités de réglage avec des latitudes suffisantes, et surtout à l'accessibilité des chargeurs ou boîtes à cartouches, de manière à permettre le remplacement rapide des munitions en vol ou entre chaque mission.

L'ancienne alimentation par chargeurs, dont l'approvisionnement était tout à fait insuffisant pour le combat aérien moderne, cède le pas pour tous les calibres à l'alimentation par bandes, ou « alimentation continue » qui permet d'adapter exactement la quantité de munitions emportées au volume disponible où l'on veut les loger.

Ainsi se trouvent utilisées les moindres cavités de l'aile ou du fuselage d'un avion de chasse.

Ainsi peut-on également reporter, par un étalement convenable, le poids souvent considérable des munitions assez loin des armes elles-mêmes, ce qui donne des facilités pour le centrage (exemple des tourelles de queue des bombardiers britanniques, dont les munitions longent les parois du fuselage jusqu'à plus de 5 mètres en avant des armes).

### 6,32 Lance-bombes.

Il est nécessaire de réserver une bonne accessibilité pour le chargement des bombes : tout doit être prévu dans l'installation pour faciliter le hissage.

Les commandes de trappes de lance-bombes doivent être parfaitement sûres. Ceci doit être réalisé (surtout pour les avions de bombardement en piqué ou en semi piqué) même à grande vitesse et éventuellement avec un dérapage important, ce qui impose des conditions sévères à la rigidité des trappes et à la solidité



de leurs commandes. La sécurité de fonctionnement doit aussi être assurée malgré le froid : par conséquent si le dispositif est mécanique, on évitera dans toute la mesure du possible les bimétallismes fâcheux; s'il est pneumatique son étanchéité sera particulièrement soignée au moyen de raccords résistant bien au froid; s'il est hydraulique les canalisations et vérins seront mis à l'abri des refroidissements trop intenses, et même si possible réchauffés.

On devra autant que possible pouvoir conserver les mêmes lance-bombes à bord pour tous les types de missions que l'avion est susceptible de remplir, de façon à éviter toute perte de temps pour passer d'un type de chargement à un autre et diminuer les impedimenta qui doivent accompagner les avions dans les formations.

5,33

#### Installation des viseurs.

Cette installation doit comporter une rigidité absolue des supports. Ce point est particulièrement essentiel pour les collimateurs des avions de chasse.

5,34

#### Blindages.

Les postes d'équipages sont blindés suivant diverses directions, d'après les exigences des programmes particuliers, par des tôles d'acier à blindage qui ont été d'abord réalisées avec une épaisseur de l'ordre de 4 à 11 mm selon leur incidence. Ceci peut suffire contre les projectiles perforants, d'un calibre de 7,5 à 8 mm et d'une vitesse initiale de l'ordre de 900 m/sec.

Mais il faut augmenter beaucoup les épaisseurs si l'on veut se défendre efficacement contre les calibres de 12,7 à 20 mm qui se généralisent rapidement.

Pour tout avion destiné à attaquer d'autres avions défendus vers l'arrière ou des objectifs au sol en tir axial (bombardement en piqué) un blindage avant est à prévoir contre le tir des mitrailleuses ennemies.

Sur les monomoteurs, on a souvent laissé le moteur jouer le rôle de blindage avant; une tendance au blindage des capots se dessine cependant, malgré le poids de cette solution (Focke-Wulf 190). Pour les multimoteurs, il faut mettre des tôles de blindage dans la pointe avant. Pour les uns et les autres, on doit songer à blinder les pare-brises en remplaçant les verres ordinaires par des verres multiples collés « Triplex » de 50 à 70 mm d'épaisseur. Des précautions spéciales sont alors à prendre contre le givrage des pare-brises au froid des hautes altitudes. Ces blindages transparents, en verre, quoique sensiblement plus lourds que l'acier à protection égale, peuvent être intéressants aussi pour d'autres blindages que les pare-brises, notamment pour les blindages arrière interceptant la visibilité (blindage de tête sur Yak 3), pour la séparation des divers membres de l'équipage, de façon à maintenir l'intercommunication à vue — et aussi dans certains cas spéciaux (blindages amagnétiques pour les emplacements immédiatement voisins des compas).

## 6,4 - ÉNERGIES DE SERVITUDE

---

La question des servitudes de bord est une de celles qui intéressent le plus de techniques diverses et qui nécessitent le plus impérieusement la coordination dont nous avons parlé en 6,02.

### 6,41 *DIVERSES ÉNERGIES DE SERVITUDE*

#### 6,410 Définition.

Nous appellerons énergie de servitude de bord, toute énergie qui ne concourt pas à la propulsion de l'avion et qui est mise à la disposition de l'équipage pour la mise en œuvre de l'avion et de ses équipements, ou pour son confort personnel.

#### 6,411 PRINCIPAUX EMPLOIS

Pour situer la question, nous allons d'abord passer en revue rapidement les énergies de servitude de bord pratiquement employées actuellement sur les avions.

##### 6,411.1 Électricité.

Cette énergie revêt à bord des formes multiples. On rencontre plusieurs tensions, qui sont notamment : 24 volts (courant continu) pour l'éclairage et le chauffage général, et 300 à 1.250 volts (courant alternatif) pour l'alimentation des postes T. S. F., cette tension élevée étant fournie par une machine spéciale entraînée par le réseau 24 volts de bord, et qu'on appelle un convertisseur. D'autre part, on songe de plus en plus à installer à bord des avions un réseau de servitude de courant alternatif, sous une tension de l'ordre de 110 volts. Nous en reparlerons en 6,412.1.

Les principaux usages auxquels l'électricité est susceptible de servir à bord des avions sont actuellement les suivants :

*Chauffage* : combinaison et vêtements de vol, masque d'inhalateur, appareil photo (housse chauffante), dégivrages localisés (antenne d'anémomètre, bords d'attaque de gouvernes, vitres, éventuellement hélices, etc...).

*Eclairage et signalisation* : feux de route, éclairage de cabine, projecteur d'atterrissage, allumage de fusées d'atterrissage, largage de fusées de signalisation, nombreux instruments et indicateurs divers, lampes-témoins.

*Communication et navigation* : postes radio, téléphone de bord, radio-compass, radio-goniomètre, radio-sondes et radio-altimètres, applications diverses du « Radar », compas à induction terrestre ou gyromagnétiques, etc., etc.

*Mouvements* : dispositifs hypersustentateurs, atterrisseurs, hélices à pas variable, démarrage des moteurs, pompes de combustible dans les réservoirs, dispositifs de synchronisation ou de régulation de toutes sortes, horizons gyroscopiques, gyroscopes directionnels, gyroscopes de pilote automatique, commandes d'appareils photographiques et de leurs supports orientables, tourelles

de tir, détonations d'armes, valves électro-pneumatiques, déclencheurs de lance-bombes, etc..., etc...

#### 411.2 Air comprimé.

L'air comprimé, lui aussi, est employé sous des formes multiples puisqu'en mettant à part l'air comprimé servant au conditionnement dans les cabines à pression rétablie (nous l'étudierons en détail en 6,52) on ne rencontre pas moins de 4 gammes de pressions couramment utilisées en France dans différents réseaux ou éléments de réseaux de servitude :

*Pression de 25-30 hectopièzes* : démarrage des moteurs, commandes diverses des groupes motopropulseurs (capots, étouffoirs, hélices à pas variable, etc...), armement et détente des armes et lance-bombes, tourelles photographiques, commandes de trappes de lance-bombes, de trappes de visée, de coupoles, défecteurs, etc...

*Pression de 5 à 15 hectopièzes* : commandes de freins sur roues.

*Pression de 2,5 à 5 hectopièzes* : pilote automatique.

*Pression de 0,5 hectopièze* : dégivreur pneumatique d'ailes.

#### 411.3 Air déprimé.

L'aspiration due à une mise en dépression est utilisée depuis longtemps pour mouvoir des gyroscopes d'instruments de bord :

Horizons gyroscopiques, gyroscopes directionnels, indicateurs de virage, éléments de pilote automatique, répéteurs d'indications, etc...

#### 411.4 Huile sous pression.

La plus grande variété existe dans les pressions utilisées par les réseaux hydrauliques de bord, qui vont de 80 kgs à 250 kgs par  $\text{cm}^2$ , et dans la constitution même des réseaux. Cette énergie peut servir à actionner les organes suivants : escamotage de train d'atterrissage, commandes de dispositifs hypersustentateurs, compensateurs de réactions, trappes diverses, freins, volets de radiateurs, de capots moteurs, etc...

#### 411.5 Énergie calorifique.

Nous avons vu plus haut que l'énergie électrique sert à des fonctions de réchauffage; mais il est plus rationnel d'utiliser directement à cette fin l'énergie calorifique résiduelle des gaz d'échappement des moteurs, au moyen de véritables « centrales d'air chaud » distribuant de l'air réchauffé par passage à travers des échangeurs chauffés directement ou indirectement par ces gaz.

Cette source d'énergie est utilisée pour le chauffage des cabines (cet aspect de la question sera étudié plus en détail en 6,52), pour le réchauffage des appareils photographiques, des armes, pour le dégivrage du bord d'attaque de l'aile, pour éliminer la buée intérieure sur les vitres d'habitacles, etc...

#### 412 ÉTUDE CRITIQUE

Une telle diversité de formes d'énergies ne va pas sans un certain nombre d'inconvénients évidents. On doit donc se poser la question d'unification dont nous parlerons plus loin, mais pour être en mesure de le faire utilement il faut



d'abord analyser un peu les avantages et inconvénients des différentes formes d'énergie qui viennent d'être mentionnées.

### 6,412.1 Énergie électrique.

6,412.11 C'est la forme d'énergie dont la technique est le plus au point. Il faut dire d'ailleurs que c'est aussi celle qui est employée depuis le plus longtemps en aviation, les autres (sauf toutefois la dépression engendrée par trompe de Venturi) faisant figure de nouvelles venues, comparativement. Sa production et sa distribution sont faciles, le rendement des machines est très bon (plus de 80%), le montage sur avion ne soulève aucune difficulté.

Les possibilités de surcharge sont considérables, puisqu'on peut demander à une génératrice jusqu'à 50 % de plus que sa puissance nominale, pendant une durée de l'ordre d'une demi-heure. En outre, la puissance fournie par les génératrices ne dépend pas de l'altitude. Malheureusement, leur poids est élevé, et leur inertie assez grande; toutefois elles ne présentent pas d'irrégularités cycliques gênantes.

6,412.12 Cette forme d'énergie est indispensable pour l'éclairage, le téléphone de bord et la T. S. F.

En raison de l'inertie généralement grande des récepteurs qui l'utilisent (moteurs électriques), elle se prête surtout à la réalisation de mouvements ne comportant pas d'accélération brusques; rotations continues (gyroscopes), mouvements rectilignes limités, mais relativement lents (exemples: braquage de volets, commandes de compensateurs, escamotage d'atterrisseurs, etc...), tandis qu'elle convient assez mal pour la réalisation de mouvements rectilignes rapides, tels que détentés d'armes ou commandes de freinage, mouvements qui sont réalisés plus aisément par fluide sous pression.

6,412.13 Quelle doit être la nature du courant? La question mérite d'être remise en cause, compte tenu des matériels actuellement utilisés sur les avions.

Il apparaît nécessaire d'avoir actuellement à bord des avions une source de courant alternatif; son utilisation a les avantages suivants:

— facilité de changement de tension par transformateurs statiques, d'où simplification des installations de T. S. F. à grande puissance et hautes tensions anodiques;

— possibilité de tensions plus élevées sans risques d'incendie excessifs, l'étincelle de rupture étant rapidement coupée (tandis qu'en courant continu un arc risque de s'amorcer) d'où diminution de section et allègement des canalisations, cette utilité s'impose particulièrement sur les gros appareils, où les besoins d'énergie sont considérables et conduisent à des intensités (donc à des sections de canalisation) prohibitives avec 24 v.;

— utilisation de moteurs électriques sans balais ni collecteurs, d'où gain de poids et d'encombrement, suppression du filtre antiparasite et des étincelles, puissances plus élevées: nous verrons en 6,525.222 un exemple typique de cette utilité pour l'entraînement des compresseurs de cabine.

On pourrait donc penser n'utiliser que du courant alternatif, mais on se trouve alors en présence des difficultés suivantes: en premier lieu, il faudrait obtenir une vitesse de rotation des alternateurs (entraînés par les moteurs) absolument constante; pour cela, on pourrait penser réaliser des boîtes-relais à vitesse constante, mais il ne serait sans doute pas possible d'accoupler plusieurs alternateurs ainsi entraînés, car cet accouplement exige une égalité parfaite des périodes. La sécurité en souffrirait.

En second lieu, il n'est pas possible de se passer du courant continu, car lui seul permet une accumulation d'énergie pouvant servir en cas de panne ou au sol lorsque les moteurs ne marchent pas.

On serait donc obligé d'ajouter à l'installation un redresseur et une batterie d'accumulateurs, ou de petits groupes électrogènes avec toutes leurs sujétions propres.

Il semble donc préférable de conserver simultanément du courant continu et du courant alternatif, celui-ci étant produit à l'aide d'un convertisseur, lorsque ses usages restent limités (T. S. F., gyroscopes) ou d'un groupe électrogène pour les gros tonnages.

412.14 On constate, surtout à l'étranger, une tendance très nette à la généralisation des installations électriques. En Allemagne, par exemple, sur le monoplace de chasse allemand Focke-Wulf 190, l'atterrisseur et le réglage du plan fixe sont mus par l'électricité, contrairement à l'habitude courante sur les monoplaces de chasse français. Sur le bombardier bi-moteur Dornier 217, presque toutes les commandes sont électriques : escamotage d'atterrisseur, hypersustentateurs, lance-bombes et leurs trappes, frein spécial de piqué (v. 3,243), dispositif de ressource automatique, réglage de plan fixe, volets de capot-moteur, pompe à essence, hélices, et même le réglage du siège-pilote. Aussi révélateur est le cas du bimoteur léger de bombardement russe PE 2, sur lequel on ne trouve pas moins de 18 petits servo-moteurs électriques de commande : 6 pour le réglage des ouïes de sortie d'air des radiateurs, 5 pour les compensateurs aérodynamiques des gouvernes (voir 4,625.33), 2 pour la variation de pas des hélices, 2 pour le changement de vitesse des compresseurs, 1 pour le frein aérodynamique de piqué, 2 pour les pompes hydrauliques d'escamotage, respectivement de l'atterrisseur principal et de l'atterrisseur de queue, qui réalisent une cascade de servitudes (Cf. ci-après 6,422.3).

#### 412.2 Air comprimé.

412.21 Le fluide étant pris dans le milieu ambiant, son approvisionnement en cas de fuite est illimité. Malheureusement, le débit fourni par les compresseurs dépend de l'altitude, ce qui oblige, pour les avions volant à haute altitude, à réaliser des compresseurs à plusieurs étages qui sont surabondants au sol, ce qui n'est évidemment pas d'un bon rendement.

La technique des compresseurs est très ancienne dans l'industrie extra-aéronautique — plus ancienne même que celle de l'électricité; elle a donné lieu à des appareils simples et robustes. Leur adaptation à l'aéronautique est récente. Cette adaptation, l'allégement notamment, procède de la même technique que les moteurs d'avions mais en plus simple : elle ne devrait donc pas réserver de surprise. Cependant, on doit constater que les compresseurs légers construits en France pour l'aviation n'ont pas toujours été jusqu'à présent très au point. Leur montage sur avion soulève quelques problèmes gênants tels que : vibrations, refroidissement.

412.22 La distribution n'est pas très facile car le problème des fuites est loin d'être résolu en altitude. On n'a encore mis en service actuellement aucun raccord dont l'étanchéité présente toute garantie quelle que soit l'altitude (et par conséquent la température ambiante) et se conserve malgré les vibrations et surtout malgré des démontages et remontages nombreux. Par rapport à l'énergie électrique (du moins sous la tension de 24 volts jusqu'à présent générale) le poids des canalisations est plus élevé pour les applications consommant peu

d'énergie, et moindre pour celles en consommant beaucoup. Leur pose et leur entretien demandent plus de soin.

Enfin, quelles que soient les précautions prises (désuilage, décantation, etc...) l'air comprimé véhicule de l'humidité qui est une source de corrosion et surtout de givrage, et des vapeurs ou même des gouttelettes d'huile, qui le rendent impropre à certains usages délicats : c'est pour cette raison par exemple que l'entraînement pneumatique des gyroscopes se fait sous dépression et non pas sous pression.

6,412.23 Il faut noter d'autre part que l'air comprimé présente pour s'adapter à différents potentiels d'utilisation des commodités plus grandes que les autres formes d'énergie, puisque le détendeur qui réalise les changements de pression est beaucoup plus simple par exemple que le convertisseur nécessaire pour changer la tension de l'énergie électrique en courant continu; il se rapprocherait plutôt du transformateur qui réalise la même opération en courant alternatif.

6,412.24 Cette forme d'énergie se prête bien, abstraction faite des fuites, à la réalisation légère de mouvements rectilignes rapides tels qu'armement et détente des armes, commande de freinage, ouverture de trappes, les moteurs correspondants étant particulièrement simples puisqu'ils se limitent à un cylindre et un piston. Comme on le verra plus loin, ces mouvements peuvent d'ailleurs aussi être réalisés de la même façon par l'huile sous pression.

En ce qui concerne le démarrage des moteurs, l'air comprimé du réseau de bord a cédé le pas à d'autres solutions (actuellement démarreurs à inertie, électriques ou à main).

Toutefois, les pilotes automatiques, tout au moins dans l'état actuel de leur technique, peuvent difficilement se passer de cette forme d'énergie; mais ils peuvent comporter leur petit générateur individuel entraîné électriquement, et ne postulent donc pas la présence d'un réseau de bord. Nous reviendrons sur cette question en 6,423.

Certains ont proposé d'abandonner le réseau d'air comprimé; on constate d'ailleurs que cette forme d'énergie est souvent supprimée sur certains avions étrangers.

### 6,412.3 Air déprimé.

6,412.31 La source de la dépression était autrefois l'aspiration d'un Venturi (1). Mais cette solution présentait de nombreux inconvénients pour l'alimentation des instruments gyroscopiques : résistance aérodynamique extérieure, impossibilité de mise en route avant le décollage excluant par conséquent les décollages en P. S. V., et surtout risque grave de givrage au moment où les instruments intéressés sont le plus nécessaires. De plus son débit est fonction de la vitesse de l'avion, et n'est pas suffisant pour les instruments consommant beaucoup. Elle a été progressivement remplacée par d'autres.

On a d'abord utilisé l'aspiration d'un compresseur d'air de servitude de bord, mais l'inconvénient de ce système est de diminuer le débit du compresseur, particulièrement capital en altitude, et d'abaisser ainsi son altitude limite possible d'utilisation. On a donc fini par utiliser des générateurs spéciaux, appelés pompes à vide, et entraînés par le moteur.

Il faut noter d'autre part que cette forme d'énergie n'est pas susceptible d'accumulation intéressante.

(1) Voir ce mot au Vocabulaire de l'Annexe XIII, à l'article « ANTENNE ANÉMOMÉTRIQUE ».



,412.32 La technique des pompes à vide est assez bien au point. Mais leur débit dépend du nombre de tours et de l'altitude, comme pour l'air comprimé; les risques de givrages restent élevés — non plus pour la source de dépression, mais pour les instruments alimentés — et imposent des précautions spéciales. En fait, les gyroscopes peuvent fonctionner électriquement.

L'air déprimé ne présente donc plus grand intérêt, sauf pour des applications assez particulières, comme l'aspiration par succion des films photographiques pour assurer leur planéité, ou encore la répétition et la transmission d'indications à distance sans couple appréciable (compas, gyroscope, instruments sensibles, etc...) surtout dans le cas où un dispositif *amagnétique* est nécessaire.

#### ,412.4 Énergie hydraulique.

Les pompes hydrauliques, dont nous avons parlé en 4,422, sont simples, leur montage sur avion ne soulève pas de problème gênant, la distribution est facile, le problème des fuites est à peu près résolu. La puissance fournie dépend du nombre de tours, mais pas sensiblement de l'altitude (1); on peut donc obtenir une puissance constante en montant ces pompes sur des boîtes-relais à vitesse constante.

Cette forme d'énergie se prête bien à la réalisation de mouvements rectilignes rapides, et en particulier de tous ceux qui sont effectués par l'air comprimé, mais alors avec moins de fuites et avec des vérins de plus faibles dimensions, étant données les pressions élevées utilisées et qui, atteignant couramment jusqu'à 250 kg/cm<sup>2</sup>, permettent de transporter des puissances plus grandes. Les canalisations sont cependant plus lourdes que dans le cas de l'air comprimé, d'une part en raison des pressions plus élevées, mais aussi à cause de la nécessité de tuyauteries *de retour* inutiles avec l'air comprimé qu'on peut laisser échapper à l'extérieur (approvisionnement illimité).

### 889,413 QUALITÉS A RECHERCHER

De l'étude qui précède se dégagent quelques critères dont nous allons essayer de présenter une synthèse en résumant les qualités à rechercher pour une énergie de servitude optima pour avion.

#### ,413.1 Fonctionnement.

,413.11 La première qualité à rechercher est un bon rendement, celui-ci étant à examiner pour chacune des 3 fonctions suivantes :

— génération de l'énergie en question, à partir de la source première qui, directement ou indirectement, est en général le moteur (ne pas omettre dans l'évaluation correspondante de tenir compte de tous les rendements interposés, en particulier celui des transmissions mécaniques d'entraînement, ou celui de l'hélice de l'avion lorsque l'énergie de servitude fait appel au vent relatif);

— transmission de cette énergie, avec les dégradations qu'elle entraîne et qui s'appellent : résistance, frottements, pertes de charge, suivant la forme d'énergie utilisée;

— utilisation dans les appareils récepteurs.

Pour s'en tenir au rendement des générateurs, on peut donner, à titre indicatif, les ordres de grandeur suivants :

(1) La viscosité du liquide employé croissant avec le froid, les pertes de charge augmenteront avec l'altitude mais en contrepartie l'étanchéité sera meilleure.

Forme d'énergie	Type du générateur	Poids (1) kg	Wf	Wa	Rendement $\eta = \frac{Wf}{Wa}$	P/Wf Poids spécifique (kg/kw)	Observations
			Puissance fournie / Puissance absorbée (watts en service continu)				
ÉLECTRIQUE	600 w. 24 v. faible vitesse	10,8	600	800	0,75	18,0	Possibilité de surcharge de 50 % pendant 5 min.
	1.800w. 24 v. faible vitesse	21,8	1.800	2.250	0,80	12,1	Possibilité de surcharge de 25 % pendant 10 min.
	300 A. 24 v. grande vitesse	22,2	9.000 <sup>(1)</sup>	12.000	0,75	2,4	Surcharge : 50% pendant 5 min. Ventilation nécess <sup>e</sup>
	40KVA alternatif 115-200 v.	37	30.000	37.000	0,81	1,24	Surcharge : 50 % pendant 5 min. Ventilation nécess <sup>e</sup>
PNEUMATIQUE	100 g/m sous 31 hpz absolu	2,6	870	1.750	0,50	3,0	Équilibre thermique obtenu par ventilation.
	600 g/m sous 0,88 hpz absolu	2,34	115	690	0,17	20,3	
HYDRAULIQUE	1,5 l/m sous 150 hpz	0,81	370	550	0,67	2,2	Pompe à volume constant.
	10,5 l/m sous 120 hpz	3,9	2.050	2850	0,72	1,9	Pompe à volume constant.
	Débit variable à 250 hpz	1,2	325	470	0,70	3,7	Autorégulatrice.

6.413.12

On examinera ensuite avec quelle facilité l'énergie de servitude pourra être produite à bord ou emportée du sol; nous analyserons ces points plus en détail en 6.421. Il faut aussi qu'elle soit susceptible d'accumulation; cette condition, indispensable pour la forme d'énergie à laquelle on fera appel pour le démarrage des moteurs, est souhaitable aussi pour les autres, afin de permettre l'utilisation de l'énergie pendant l'arrêt de la source première (moteur stoppé, au sol ou en vol), ainsi qu'un appoint de secours en cas de panne du générateur normal, ou un apport supplémentaire d'énergie de pointe, pour soulager ce générateur pendant des intervalles de temps brefs où il serait exagérément sollicité. L'accumulation est également un mode d'emploi commode et économique pour l'énergie mise rarement, mais fortement à contribution (escamotage d'atterrisseurs par exemple).

6.413.13

L'énergie de servitude doit présenter une grande souplesse d'emploi.

Sa production doit être possible dans une gamme aussi étendue que possible de cas de vol ou de vitesses de rotation des moteurs : d'où la nécessité d'une régulation « à l'entrée », à moins que les générateurs ne soient montés sur des entraînements à vitesse constante<sup>(3)</sup>, ce qui revient d'ailleurs à reporter la régulation sur une servitude auxiliaire interposée entre la source initiale (moteur de l'avion) et

(1) Y compris les accessoires de régulation.

(2) Parce qu'en fait la tension aux bornes de la machine est de 30 V.

(3) Des dispositifs mécaniques ou hydrauliques sont à l'étude pour l'entraînement de telles boîtes-relais.

le générateur lui-même, et rappelle les cascades d'énergies que nous étudierons plus loin en 6,422.3.

La production d'énergie de servitude doit également s'accommoder de grandes variations dans la consommation : d'où la nécessité d'une régulation « à la sortie », à laquelle on fait souvent remplir aussi le rôle de la précédente lorsqu'on choisit pour la régulation d'entrée la solution simple mais médiocre d'un générateur surabondant au régime normal pour rester suffisant aux faibles régimes.

Il est très souhaitable que la régulation puisse se faire aux moindres frais, c'est-à-dire sans prélever sur le moteur plus que l'énergie strictement nécessaire à chaque instant pour le fonctionnement des servitudes, et avec une continuité suffisante. Un exemple excellent à cet égard est fourni par la pompe hydraulique autorégulatrice Olaer (Cf. 4,422). Au contraire, les systèmes avec embrayeurs-débrayeurs automatiques donnent des discontinuités excessives.

Les trajets des canalisations devront être commodes et imposer le minimum de servitudes à la construction.

### 5,413.2 Sécurité.

La production et l'utilisation doivent être très sûres et mises, dans la plus large mesure, à l'abri des pannes mécaniques et des risques atmosphériques (foudre, givrage). Les pertes devront être aussi réduites que possible, spécialement au repos pour la fraction d'énergie accumulée.

L'énergie de servitude ne doit pas perturber d'autres installations de bord (exemple : parasites apportés par le réseau électrique au fonctionnement de la radio).

Enfin, elle ne doit pas entraîner des risques excessifs pour le reste de l'appareil. A titre d'exemples on peut citer les risques suivants :

— l'électricité comporte des risques d'incendie par étincelles, d'où la nécessité d'isollements excellents, et la distribution bifilaire adoptée partout, sauf en Amérique : ces précautions se payent toutes deux par un alourdissement des câblages;

— l'énergie pneumatique comporte des risques d'explosion : des explosions de bouteilles d'air ont été dans le passé à l'origine de plusieurs accidents mortels;

— même l'énergie hydraulique a comporté jusqu'à présent des risques dus à la toxicité et à l'inflammabilité des vapeurs des liquides employés qui, en cas de fuites, risquent de se répandre dans la carlingue — d'où les recherches poursuivies actuellement sur ces liquides pour éliminer ces deux inconvénients.

### 5,413.3 Divers.

Il y a lieu de rechercher le plus possible la légèreté d'une part et, d'autre part, le bas prix de revient, c'est-à-dire, en définitive, la simplicité, tant pour les générateurs que pour les canalisations et les organes d'utilisation.

## 6,42 DIVERS MODES D'EMPLOI

Ayant vu les avantages et inconvénients propres de chacune des énergies de servitude actuellement utilisées, nous allons maintenant discuter d'une manière générale les divers principes qui peuvent présider à leur mise en œuvre.



## 6,421 SOURCE PREMIÈRE

6,421.1 Production à bord.

6,421.10 La production de l'énergie de servitude à bord de l'avion permet la recharge en vol et par conséquent pallie, dans une certaine mesure, les inconvénients des pertes et fuites. De plus, elle donne à l'avion son indépendance complète, lui permettant d'employer des terrains de fortune mal équipés. C'est pourquoi elle est si répandue aujourd'hui; mais comme elle est assez dispendieuse, rien ne prouve qu'elle ne doive pas décliner dans l'avenir, si l'infrastructure s'améliore sérieusement (v. ci-après en 6,421.2).

6,421.11 Dans la plupart des cas, les moteurs sont la seule source initiale d'énergie à bord, et par conséquent l'énergie de servitude en provient forcément, mais d'une façon plus ou moins directe.

L'énergie des moteurs peut être utilisée *directement* sous forme mécanique, mais le rendement des transmissions mécaniques est très variable, et souvent médiocre, selon les frottements qu'elles comportent; de plus on se heurte à de grosses difficultés d'encombrement, de poids et de sécurité, les pièces en mouvement devant être protégées par des carters pour éviter les coincements ou accrochages intempestifs. Pour ces diverses raisons, l'énergie mécanique ne se prête pas au transport à distance (elle a d'ailleurs été abandonnée, en tant que réseau de distribution, même dans les installations fixes des usines) et doit être réservée à quelques cas particuliers, tels que, par exemple, escamotage d'atterrisseurs situés dans les fuseaux, au voisinage immédiat de moteurs.

On peut faire appel à l'énergie des moteurs d'une manière moins directe par l'intermédiaire de générateurs, entraînés par le moteur lui-même, ou mieux par une boîte-relais distincte de celui-ci, dans le triple but, comme nous l'avons vu en 6,182.2, de débarrasser sa partie arrière de tous les accessoires qui l'encombrent, de préserver les organes fragiles du moteur contre les conséquences de pannes mécaniques ou de surcharges excessives dans les générateurs, et de faciliter le démontage rapide du groupe motopropulseur.

Cet emploi de générateurs est de beaucoup le cas le plus général, et c'est lui qui constitue ce qu'on appelle communément l'énergie de servitude de bord : c'est donc lui que nous aurons implicitement présent à l'esprit, sauf spécification contraire, dans tous les développements que nous consacrerons à l'énergie de servitude.

Enfin, la puissance des moteurs peut être utilisée très indirectement, par les sources d'énergie utilisant le vent relatif, c'est-à-dire la vitesse de l'avion : trompes de Venturi pour la dépression, génératrices à moulinet, etc... Cette utilisation a un rendement détestable, puisque dans le cas d'un moulinet il est égal au produit du rendement de l'hélice de l'avion (1) par celui du moulinet, soit environ  $0,75 \times 0,4 = 0,3$ . Pour peu qu'on ait affaire à un générateur de rendement 0,5 (petit compresseur de pilote automatique par exemple) on voit qu'on recueille dans les canalisations 15 % seulement de la puissance prélevée sur le moteur. De plus, ces systèmes présentent des résistances aérodynamiques extérieures purement parasites (supports, etc.), qui subsistent même lorsque la source d'énergie n'est pas utilisée. Ils sont donc de plus en plus abandonnés.

6,421.12 Rien n'empêche a priori d'envisager la production des énergies de servitude par un petit groupe moteur séparé, emporté à bord spécialement dans ce but.

(1) Voir en 6,413.11.

Cette solution offre l'avantage d'affranchir les moteurs de vol du prélèvement de puissance et du risque de pannes supplémentaires que représente l'adjonction parasite des générateurs. De plus, elle fait disparaître la plupart des raisons qui conduisent à exiger l'accumulation d'énergie (sauf toutefois la dernière de celles données en 6,413.12) et fait tomber par là même le principal obstacle à l'adoption exclusive du courant alternatif pour le réseau électrique de bord.

Mais elle a le grave inconvénient d'être lourde et encombrante, d'autant plus qu'on est généralement conduit, pour des raisons de sécurité, au moins à doubler l'installation, c'est-à-dire à prévoir deux groupes moto-générateurs plus petits au lieu d'un seul plus gros — et même souvent, en fait, à la doubler purement et simplement, l'une des installations étant en fonctionnement et l'autre stoppée, en réserve. C'est pourquoi cette solution n'est pratiquement à la portée que des très gros appareils, avions ou hydravions.

Pour donner une idée des réalisations auxquelles on aboutit, citons le groupe moteur de servitude AGP. P6 récemment mis au point par la Société britannique Rotol : un moteur de 6 cylindres opposés, sans soupapes, développant 93 CV au sol, entraîne un alternateur de 20 kw à 110 volts et une génératrice de 3.000 watts pour courant continu; le tout pèse 205 kilogrammes. Pour avoir une sécurité convenable il faut évidemment installer deux ensembles de ce genre. En France, les études entreprises chez Air-Équipement, Lutetia et S. N. C. A. du Centre, permettent d'escompter un groupe nettement plus fort, pour appareils de très gros tonnage, et comportant 2 moteurs donnant chacun 130 CV au sol<sup>(1)</sup>, et, embrayés simultanément ou successivement sur une boîte-relais entraînant 2 alternateurs de chacun 45 kva à 115-200 volts, 2 génératrices de chacune 1.800 w. à courant continu 24 volts, et 4 autres prises susceptibles de recevoir divers compresseurs ou pompes hydrauliques normalisées. L'ensemble de cette véritable centrale de bord pèsera environ 800 kilogr.

#### Emport du sol.

On peut se proposer de n'utiliser l'énergie de servitude que sous forme *accumulée*, et de l'emporter du sol pour chaque vol. Cette solution, qui soulage les moteurs de vol comme celle qui vient d'être exposée, a l'avantage d'être plus simple, donc plus légère, plus économique et moins encombrante que la production à bord, sous quelque forme qu'on la réalise.

Pour toutes ces raisons, c'est donc la solution par excellence qui conviendra aux petits avions à bon marché (avions de tourisme par exemple) dès que les « services » de distribution au sol se seront multipliés pour l'aviation comme pour l'automobile, et mettront partout à la disposition de l'utilisateur des approvisionnements commodes et variés d'accumulateurs chargés.

Par contre, elle ne permet qu'une provision limitée d'énergie et son gros inconvénient est de mettre l'avion dans la dépendance totale des installations au sol. De plus, les pertes ne peuvent être réparées; il est vrai qu'elles seront souvent moins fortes qu'avec une installation productrice à bord, en raison de la simplification des installations. Du seul point de vue des pertes, ce système peut donc être « payant » si les pertes de réseau devaient être considérables, comme il est arrivé trop souvent ces dernières années pour les installations pneumatiques — si bien qu'on a vu des installations partielles avec emport de bouteilles d'air toutes chargées se juxtaposer, pour des points considérés comme particulièrement vitaux (armement par exemple), à des réseaux pneumatiques existants.

(1) Respectivement : moteur en V chez Air-Équipement, double étoile de 7 cyl. chez Lutetia, et moteur en ligne de 6 cylindres inversés à la SNCAC.

On peut enfin emporter du sol à titre de secours de l'énergie accumulée, sous une forme différente de celle sous laquelle elle est utilisée. Par exemple, pour réduire l'encombrement et les risques de fuite, on peut employer comme recharge pour les circuits d'air comprimé une cartouche explosive, analogue à celle qui était utilisée dans un ancien démarreur Farman pour moteurs : cette solution est employée notamment par Bristol pour l'alimentation de secours des circuits pneumatiques de sécurité (escamotage d'atterrisseurs notamment). Elle présente l'inconvénient de répandre dans les canalisations et surtout dans les appareils d'utilisation des gaz brûlés qui peuvent être corrosifs. Un nettoyage s'impose après emploi.

## 6,422 PARTICULARISME OU RÉSEAUX

### 6,422.1 Avantages des réseaux.

A l'origine, tous les équipements faisant appel à une énergie de servitude s'adjoignaient un petit générateur destiné à la produire. Dans un but louable de simplification et de coordination, on a cherché à relier tous les consommateurs d'énergie de même nature par un réseau d'intercommunication permettant de diminuer beaucoup le nombre des générateurs.

On peut ainsi gagner du poids et faire des économies importantes sur les prix de ces diverses machines qui sont toujours chères.

### 6,422.2 Avantages du particularisme.

Cependant les solutions comportant leurs sources particulières n'étaient pas sans quelques avantages auxquels on doit d'ailleurs dans certains cas un regain de faveur à leur égard.

Ce sont surtout des avantages de sécurité tenant au fait même du fractionnement : d'une part, une panne localisée ne risque pas d'entraîner la panne générale, d'autre part, au combat les risques d'atteinte sont plus dispersés.

Pour éviter un poids et un prix excessifs, la solution adoptée est souvent l'emport du sol de petits accumulateurs, comme nous l'avons déjà mentionné en 6,421.2. Mais le particularisme ne suppose pas nécessairement l'emport du sol : il peut aussi comporter la production à bord de l'énergie dont il fait usage. Nous allons étudier ce cas plus en détail.

### 6,422.3 Cascades d'énergie.

La création à bord de l'avion d'énergies multiples en des points variés suppose au moins un réseau général qui sert de véhicule à l'énergie devant animer chacune des sources particulières. Par exemple, l'atterrisseur du Curtiss 75 qui s'escamote hydrauliquement, reçoit son énergie d'une pompe qui n'est pas entraînée par le moteur, mais située dans le fuselage et mue par un moteur électrique (voir en 4,421.24). On trouve plusieurs cas analogues dans l'amphibie Sikorsky S. 43. Rappelons aussi l'exemple du bimoteur russe PE 2, déjà donné en 6.412.14.

On ne peut s'empêcher de songer à l'exemple bien connu de la propulsion de certains navires modernes : la vapeur sous pression produite par l'énergie calorifique du combustible n'est pas employée directement, mais transformée dans des turbo-alternateurs en énergie électrique servant elle-même à actionner les propulseurs. Le but de ces échelons successifs est d'employer chaque forme d'énergie de la façon qui lui convient le mieux : les turbines à vapeur tournent à vitesse



constante quelles que soient les variations d'allure du navire, et atteignent de ce fait leur rendement optimum, cependant que l'énergie électrique présente la souplesse d'emploi nécessaire pour les démarrages et les manœuvres diverses. La raison de cet avantage est la superposition de plusieurs rendements tous inférieurs à 1.

Les installations jusqu'à présent pratiquées sur avion n'ont pas le même but, car la recherche du rendement optimum est moins intéressante que dans le cas précédent puisqu'il s'agit d'une mise en action discontinue et souvent très brève. Mais elles se proposent surtout de faciliter les trajets de transport d'énergie, ou de fractionner les réseaux pour bénéficier des avantages de sécurité du particularisme.

### 5,43 Unification.

Après avoir fusionné en de vastes réseaux unifiés les énergies disséminées dans l'avion, on peut se proposer d'aller plus loin et d'unifier à leur tour ces réseaux entre eux en réduisant les nombres des formes différentes sous lesquelles est employée l'énergie de servitude.

5,431 En effet, l'encombrement de tous les générateurs d'énergie de natures diverses et de leurs canalisations conduit rapidement à un fouillis inextricable, tant à l'endroit où se trouvent les générateurs (arrière du moteur, ou boîte-relais) que dans les habitacles par suite de l'enchevêtrement de toutes les canalisations. Cette complication des installations est nuisible à tous les points de vue : production, entretien, ravitaillement, utilisation. D'autre part, le poids des générateurs et des canalisations croît presque inévitablement avec le nombre des formes d'énergie.

Il y a donc le plus grand intérêt à diminuer la multiplicité des énergies de servitude de bord. L'idéal serait de n'en conserver qu'une. C'est bien à quoi tendent — au profit de l'énergie électrique — les exemples cités en 6,412.14.

6,432 Mais cette unification est très délicate à mener à bien. Les appareils d'utilisation ne peuvent pas tous s'accommoder d'énergies de servitudes quelconques. Par exemple, dans l'état actuel de la technique, les pilotes automatiques ont un besoin à peu près inéluctable d'air comprimé, en raison des éléments d'amortissement que celui-ci apporte : si l'unification avait pour objet d'exclure l'air comprimé, on voit dans quel embarras on risquerait de se trouver plongé.

5,433 En réalité, plusieurs questions se mêlent : celle de la forme d'énergie à produire, celle de la forme sous laquelle elle est utilisée, et surtout celle de la forme sous laquelle on la transporte.

Si l'on veut arriver à la limite des possibilités des équipements, on ne sera jamais complètement maître de la forme d'utilisation. Il est donc nécessaire d'avoir au moins un réseau de distribution d'énergie sous une forme *facilement transformable*.

On peut donc rechercher quel est le meilleur mode de transmission de l'énergie recueillie sur les moteurs, et se proposer, dans un but d'unification, de n'avoir pas d'autre *réseau* que celui ainsi déterminé, les besoins irréductibles d'autres natures d'énergie pouvant se greffer sur ce réseau par le système des cascades d'énergie dont nous avons parlé en 6,422.3. L'électricité est le seul agent de transmission assez souple pour cet usage. C'est pourquoi l'on a déjà proposé de monter seulement des génératrices électriques sur les moteurs, toutes les autres étant entraînées par moteur électrique.

Mais il n'est même pas évident que la meilleure solution consiste en l'établissement d'un seul réseau ; les appareils de transformation, générateurs divers avec

moteurs électriques, sont lourds; s'il y a plusieurs appareils à alimenter, cela revient à mettre deux réseaux en série; on n'y gagne guère de poids et l'on diminue la sécurité.

6,434

Finalement cette question est une affaire de cas d'espèce. Une certaine unification ne peut venir qu'avec le temps des études techniques particulières faites tant sur les réseaux, que sur les appareils d'utilisation.

Ceux-ci souffrent en effet presque toujours, à leurs débuts, d'une crise de croissance anarchique due à la multiplicité des difficultés à vaincre pour la création d'un matériel nouveau. Il en résulte des complications superflues, sans nécessité technique sérieuse, qui peuvent et doivent disparaître en reprenant l'étude pour sa mise au point définitive.

En attendant l'aboutissement de telles études, on s'efforcera de réaliser là encore le compromis optimum en cherchant du moins, dans les disponibilités techniques du moment, à ne faire appel qu'*au plus petit nombre possible d'énergies de servitude existantes*, et non pas systématiquement à toutes, comme cela était trop souvent le cas dans la plupart des avions militaires français récents, puisque le moindre monoplace de chasse possédait trois réseaux : un électrique, un pneumatique et un hydraulique.

6,44

## DÉTAILS D'INSTALLATION

Les énergies utilisées pour les servitudes de bord sont également d'un usage courant en dehors de l'aéronautique. Nous ne reprendrons donc pas dans son ensemble la question de leurs règles d'installation. Mais le présent paragraphe a pour objet d'attirer l'attention sur certaines questions d'installation *particulières à l'aéronautique*.

Rappelons cependant, avant d'entrer dans le détail de chaque énergie, une vérité première qui n'a rien de spécifiquement aéronautique, sauf d'avoir été copieusement oubliée dans les installations de bord de ces dernières années — à savoir la nécessité évidente de dresser *un bilan sérieux* de tous les besoins à satisfaire par chaque sorte d'énergie, et de déterminer ceux qui sont susceptibles de se présenter simultanément. Il n'était pas rare en effet, dans un passé récent, de voir des installations électriques par exemple, incapables de faire face normalement même à *la moitié* du maximum des besoins. Il est heureux que les concordances maxima soient restées rares, et que les génératrices électriques de l'époque, relativement peu poussées, se soient révélées disposées à « pardonner » assez largement la surcharge!...

6,44I

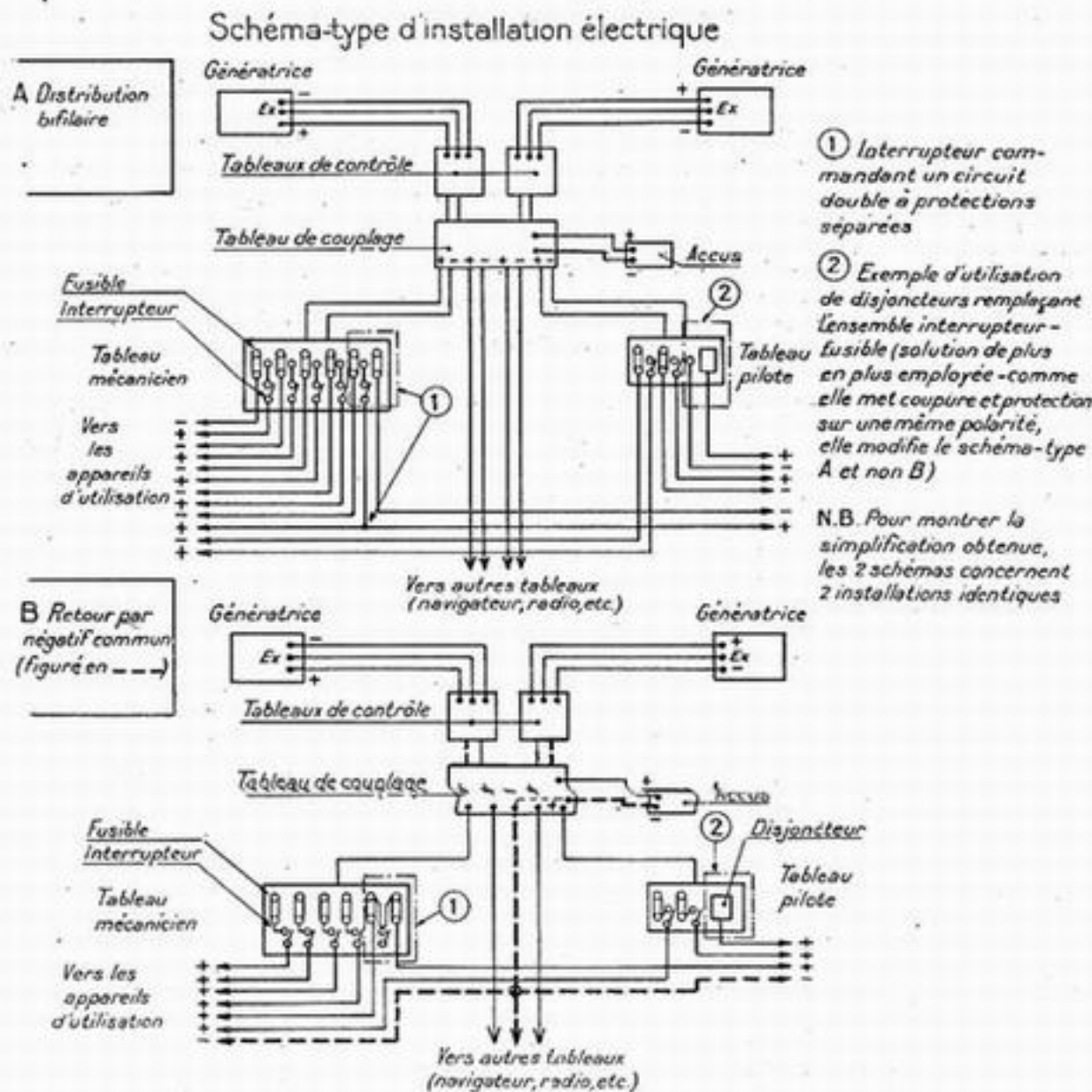
## ÉNERGIE ÉLECTRIQUE

6,44I.I

Le réseau de bord était jusqu'à présent en France bifilaire. En Amérique, il est monofilaire, l'ensemble du retour se faisant par la masse. L'installation monofilaire est plus légère et plus simple, mais elle paraît moins bonne au point de vue sécurité, puisque la moindre mise à la masse accidentelle d'une partie quelconque du circuit unique suffit pour faire court-circuit tandis qu'avec l'installation bifilaire, il faut deux accidents distincts, un sur chaque polarité, pour faire court-circuit. Mais pratiquement on ne peut pas toujours détecter et supprimer la première masse avant que la seconde ne se produise. La plus grande sécurité de l'installation bifilaire est surtout d'ordre préventif et réside dans la possibilité d'isoler complètement n'importe quel circuit et de vérifier rapidement son isolement.

5,441.2

Un compromis consiste en une distribution bifilaire avec retour commun sur le négatif. On peut en escompter, par rapport à l'installation bifilaire ancienne, une économie de poids importante (60 kilogs sur Lioré 45 et 600 kilogs sur Laté 631) (fig. 6,441.2). Cependant cette solution présente un danger qui lui est propre : c'est celui du « bouclage ». En cas de deux masses simultanées sur une même polarité, mais sur 2 circuits différents, la manœuvre de l'inter-



rupteur du premier circuit peut lancer le courant intempestivement dans le deuxième, ce qui peut être fort dangereux. La solution du négatif à la masse ne présente pas cet inconvénient, la première mise à la masse étant un court-circuit et faisant fondre le fusible de protection. Moyennant un perfectionnement de l'isolement des appareils d'utilisation et des réseaux, il semble que cette solution soit appelée à se généraliser, même en France.

6,441.3

La protection de l'installation contre les surintensités gagne à être réalisée par des disjoncteurs (comme sur toutes les installations modernes allemandes) plutôt que par le système ancien des fusibles : la remise en service après rupture du courant est beaucoup plus aisée et n'oblige pas à un approvisionnement de fusibles de rechange encombrants et qu'on peut perdre. De plus, le disjoncteur



peut dans de nombreux cas remplacer également un interrupteur, ce qui constitue une simplification.

Il faut noter cependant qu'il entraîne forcément l'installation sur la même polarité de la coupure et de la protection, qui s'y trouvent déjà nécessairement dans le cas du négatif commun, tandis que dans l'ancienne installation à circuits séparés on disposait chacun d'eux sur une polarité différente, pour profiter d'une facilité supplémentaire dans la recherche des dérangements, puisqu'on peut isoler *complètement* chaque appareil d'utilisation par coupure de l'interrupteur et enlèvement du fusible correspondant.

6,441.4

Les accumulateurs doivent être soigneusement calorifugés, car le froid diminue leur débit. Il n'est pas nécessaire de les réchauffer, leur faible résistance intérieure suffisant pour les tenir à une température convenable s'ils sont bien calorifugés.

Ils doivent aussi être très accessibles pour leur entretien. Or, ils sont en général considérés à tort par l'avionneur comme un simple lest qu'on peut placer n'importe où pour faciliter le centrage : il serait préférable d'étudier leur emplacement pour l'utilisation qu'on aura à en faire.

Malgré l'étanchéité propre qu'on s'efforce de leur donner (notamment batteries inversables pour avions acrobatiques) il est bon de les enfermer soigneusement dans un coffret pour éviter toute détérioration et corrosion de la structure de l'avion par vapeurs ou débordements d'acides.

6,442

## ÉNERGIES UTILISANT DES FLUIDES

Un certain nombre de règles d'installation sont communes à toutes les énergies de servitude utilisant des fluides. Les principales sont les suivantes :

— diminuer autant que possible les pertes de charge dans les tuyauteries qui transportent l'énergie;

— réduire le plus possible l'échantillonnage des diamètres de tuyauterie et des types de raccords;

— grouper judicieusement les différents robinets ou sélecteurs au départ des tuyauteries de servitude, de façon que l'utilisateur les différencie et les retrouve immédiatement;

— ménager des possibilités de purge en des points convenablement choisis de l'installation : points bas dans le cas de l'énergie pneumatique, pour l'élimination de l'eau de condensation et de l'huile éventuellement entraînée — points hauts dans le cas de l'énergie hydraulique, pour l'élimination des bulles d'air;

— mettre le plus possible les tuyauteries rigides à l'abri des vibrations, en choisissant judicieusement les points d'attache;

— pour les avions de guerre, assurer au mieux l'invulnérabilité, en choisissant l'emplacement des organes essentiels pour lesquels on dispose d'une certaine altitude de choix (accumulateurs par exemple), et le cheminement des tuyauteries, de manière à profiter des blindages naturels (par exemple moteurs, pièces massives de structure telles que semelles de longeron, etc...) ou artificiels existant à bord de l'avion.

Nous allons maintenant parler plus spécialement de chacune des énergies pneumatique et hydraulique.

6,442.1

### Énergie pneumatique.

Nous étudierons simultanément l'air comprimé et l'air déprimé, dont les installations sont liées. En effet, dans les installations complètes on se sert généra-

lement du refoulement de la pompe à vide pour faire le gavage des compresseurs d'air. Inversement, l'installation peut être simplifiée dans le cas où l'on utilise l'aspiration du compresseur comme générateur d'air déprimé.

La figure 6,442.1 donne un schéma général d'installation pneumatique mixte avec deux compresseurs à deux étages gavés par pompe à vide.

La prise extérieure avec clapet de retenue sert au gonflage du résér-

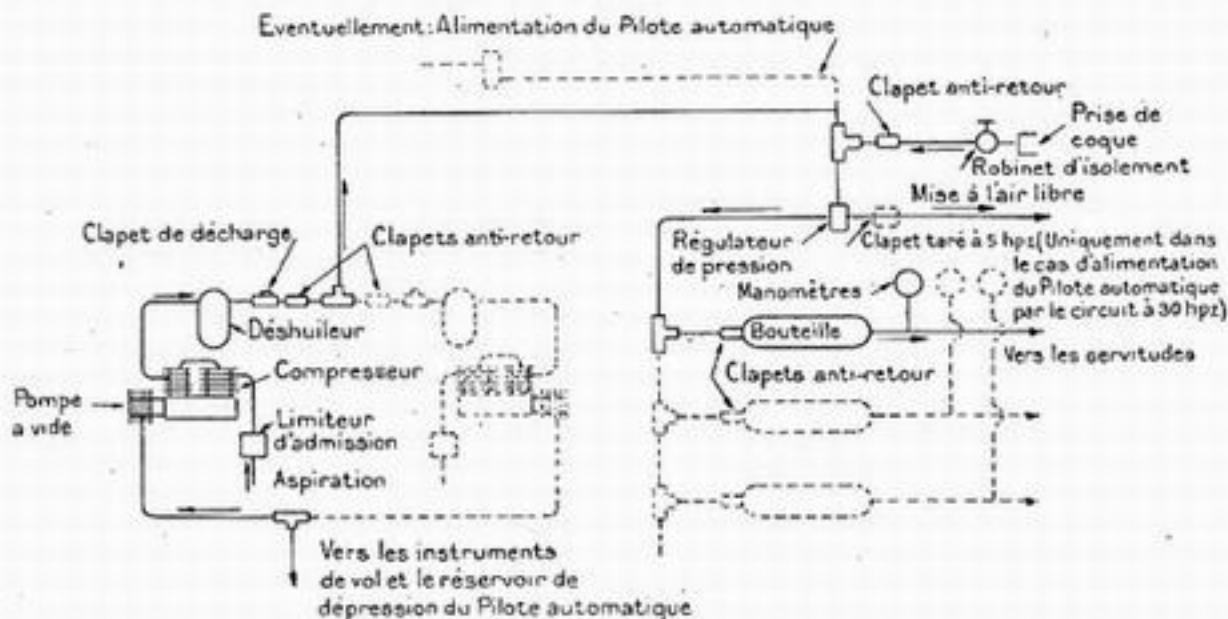


Fig. 6,442.1.

voir de l'extérieur. Dans le cas de gavage du compresseur par la pompe à vide, il est indispensable de disposer un épurateur-régulateur entre la pompe à vide et le compresseur pour protéger ce dernier contre un fonctionnement en moteur Diesel.

Lorsque l'air comprimé est utilisé pour le démarrage des moteurs, il est indispensable de munir la bouteille d'air d'un robinet placé de telle façon qu'elle puisse être isolée entièrement du circuit, afin que sa charge se conserve.

Dans l'exécution, un soin tout particulier doit être apporté au montage des raccords.

En ce qui concerne l'installation du circuit d'air déprimé, la plupart des remarques faites ci-dessus restent valables. On notera en outre que le clapet de décharge doit toujours se trouver dans le même milieu que celui où les pompes aspirent (observation importante pour les avions à cabine étanche ou semi-étanche).

6,442.2

### Énergie hydraulique.

L'énergie hydraulique n'est guère utilisée, ainsi qu'il a été dit en 6,412.4, que pour la production de mouvements rectilignes au moyen de vérins. Une installation hydraulique se composera donc schématiquement des éléments suivants : bêche (réserve de liquide), pompe (production d'énergie), accumulateurs (accumulation d'énergie), distributeurs (organes de commande), tuyauteries et organes accessoires : filtres, clapets, robinets, etc..., vérins (utilisation).

On s'attachera à ce que les accumulateurs soient aussi voisins que possible des vérins qu'ils desservent principalement ou qui doivent absorber la plus grande puissance, de manière à diminuer la longueur des tuyauteries correspondantes. On veillera également à ce que des coudes brusques inconsiderément multipliés,

ne viennent pas introduire des pertes de charge supérieures à celles que l'on a éliminées par ailleurs. En raison des très grandes difficultés que présente l'élaboration de liquides restant suffisamment fluides pour les températures les plus basses susceptibles d'être rencontrées en vol, il est souhaitable d'implanter les tuyauteries et organes divers de manière à profiter au mieux de toutes les sources de chaleur pour éviter que la température de l'huile ne puisse s'abaisser dangereusement; on profitera à cet effet du passage de tuyaux de réchauffage de cabine, du voisinage de l'arrière du moteur, du réchauffage nécessaire de certaines parties de l'avion ou même de certains organes particuliers (appareil photographique, etc...) pour dessiner au mieux la mise en place du circuit hydraulique.

---

## 6,5 - AMÉNAGEMENTS GÉNÉRAUX

---

Les aménagements généraux de l'avion sont impossibles à mettre au point correctement sur le papier, et doivent toujours s'étudier sur une maquette d'aménagements réalisée en vraie grandeur.

### 6,51 - POSTES ET CABINES

#### 6,511 Poste pilote et poste mécanicien.

L'aménagement du poste pilote est une question commune aux avions militaires et aux avions civils. Nous traiterons en même temps l'aménagement du poste mécanicien des multimoteurs, car beaucoup des principes généraux que nous avons à énoncer trouvent une application immédiate également à ce poste, qui peut d'ailleurs être considéré comme une « annexe » du poste pilote, destiné à dégager celui-ci de divers éléments (instruments et commandes) qui s'y trouvent normalement sur les avions plus petits.

6,511.1 L'une des premières difficultés de cet aménagement est le groupement judicieux des instruments et indicateurs, de telle sorte que ceux qui sont relatifs à une même opération se trouvent juxtaposés dans un ordre logique et se prêtent à une lecture facile sans avoir à changer fréquemment l'orientation des yeux.

Des groupements normalisés existent déjà pour les instruments de pilotage sans visibilité, et sont matérialisés par des tableaux de pilotage tout prêts, comportant leur suspension élastique. Il reste à choisir pour ces tableaux un emplacement optimum permettant dans tous les cas leur lisibilité complète. De même les instru-



ments relatifs aux groupes moto-propulseurs et dont nous avons mentionné la multiplicité extrême (v. ci-dessus en 6,011) seront reportés chaque fois que ce sera possible au poste mécanicien, pour ne laisser au poste pilote que les instruments indispensables à la conduite même des moteurs.

6,511.2 Toujours à cause de cette multiplicité et pour éviter d'encombrer le tableau de bord du pilote, il est fort intéressant, dans la mesure du possible, de condenser plusieurs instruments en un seul au moyen de cadrans multiples, comme il est courant dans l'automobile.

On peut citer non seulement des instruments de contrôle des moteurs (thermomètres ou jaugeurs multiples) mais également des instruments de navigation et de pilotage répondant à ce principe, par exemple les anémomètres et altimètres à deux aiguilles (1), les varioclinomètres, les horizons gyroscopiques qui permettent à la fois le pilotage en profondeur et gauchissement, etc... Nous ne pouvons entrer ici dans le détail de ces instruments, et nous nous bornons à mentionner leur existence, pour permettre au lecteur de rechercher ailleurs les descriptions qu'il pourrait souhaiter.

6,511.3 Pour faciliter la prise en main de l'avion par un pilote qui ne le connaît pas, on multipliera les plaquettes indicatrices rappelant le fonctionnement de tout ce qui se trouve à la portée du pilote.

Certains ont même songé à normaliser complètement le poste pilote. Sous la forme impérative, cette tentative est probablement vouée à l'échec, en raison de la multiplicité des cas d'espèce. Mais elle pourrait être très utile sous forme de recommandation, afin de se rapprocher d'un aménagement-type satisfaisant, chaque fois que des contre-indications sérieuses ne viendraient pas s'y opposer.

On devra avoir grand soin du confort du pilote, pour lui éviter toute fatigue inutile, notamment pour les vols de longue durée, et maintenir son attention intacte au profit de sa mission. Ce souci de confort doit être poussé aussi loin que possible : tous les détails sont dignes d'attention.

6,511.4 Enfin il est essentiel d'assurer au pilote une bonne visibilité *directe* vers l'extérieur par mauvais temps sans entrée d'air intempestive. En effet, en cas d'intempéries, les glaces sont obscurcies et le pilote ne peut pas voir au travers. Ainsi à la moindre pluie, les pare-brises à faces planes deviennent généralement opaques; d'autres pare-brises, plus ou moins galbés, sur lesquels la pluie glisse et coule, laissent encore une visibilité assez correcte (exemple : Curtiss 75). Mais en cas de neige tous les pare-brises sont très médiocres. Or, c'est justement en cas de mauvais temps que, la visibilité *atmosphérique* étant la plus réduite, il est particulièrement indispensable de n'en rien perdre pour des raisons dues à l'avion — d'autant plus que par temps bouché, on évolue parfois au voisinage du sol au milieu de risques qui commandent une attention très soutenue : il est donc indispensable de pouvoir regarder directement dehors. Lorsque ce cas n'a pas été étudié, on ne peut qu'ouvrir la carlingue et sortir la tête, ce qui est très incommode, donc dangereux.

Il est donc important de ménager un orifice permettant de voir devant soi sans interposition de verre et sans recevoir ni vent, ni pluie dans la figure. Il est assez facile de faire une ouverture par où n'entre pas le vent, en la disposant

(1) A vrai dire, il s'agit là d'une augmentation de la sensibilité, plutôt que de la condensation de deux instruments en un seul. Mais cela revient au même, car en l'absence de ces instruments à deux aiguilles, on montait effectivement autrefois deux instruments de sensibilité différente (altimètre sensible pour basses altitudes, anémomètre d'atterrissage pour basses vitesses).

dans une zone de dépression. Encore faut-il pour cela une étude systématique des zones de pression et de dépression sur la face frontale du poste pilote. Mais pour la neige, la pluie, et surtout la grêle, c'est plus difficile, en raison de l'inertie de ces corpuscules qui, surtout aux très grandes vitesses, ne laissent pas dévier leur trajectoire aussi docilement que les filets d'air : il faut alors étudier la déflexion nécessaire pour les écarter des ouvertures frontales désirées.

Il y a déjà quelque dix ans, les Américains n'ont pas hésité à consacrer à ces questions, qui demandent une étude approfondie, des centaines d'heures d'essais de soufflerie. Citons par exemple le Douglas DC 2, issu de ces recherches, dont les larges fenêtres latérales, pourtant légèrement tournées vers l'avant, ne laissent pas entrer les intempéries.

Dans le Heinkel III B (voir figure 6,511.4 A), les arêtes C du pare-brise sont volontairement accrues en forme d'éperons de façon à ne pas gêner la visibilité tout en défléchissant fortement le courant d'air. Ce système règle la question pour l'obliquité de la glace dans la vue en plan; mais comme il y a aussi une obliquité dans la vue de profil (tendance du courant d'air à remonter la pente de la glace) il est complété par un petit déflecteur D, mettant à profit la monture métallique inférieure de la glace. On peut alors ouvrir de chaque côté les glaces A (par basculement vers l'intérieur) sans recevoir le vent ni la pluie.

Lorsque, dans la version Heinkel III H, le ressaut du poste pilote a lui-même complètement disparu (Cf. 1,322.3), cette question de visibilité directe a été jugée assez importante pour mériter une solution draconienne : le pilote ouvre une large

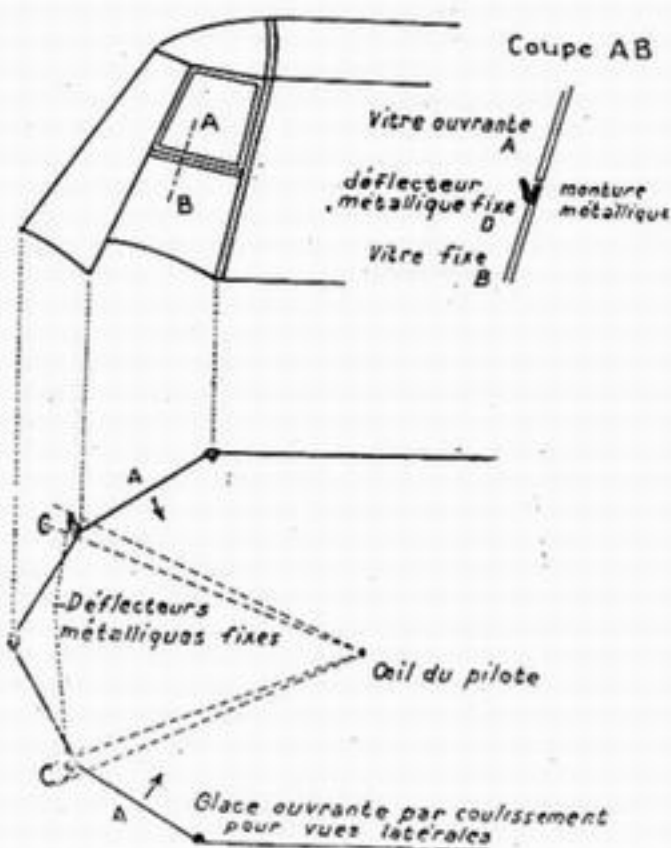


Fig. 6,511.4 A. — Heinkel III B.

trappe coulissante dans le toit, surélève tout son poste de pilotage (les commandes, l'accompagnent dans ce mouvement de grande amplitude, grâce à une cinématique ingénieuse et plutôt compliquée) et, passant la tête au-dessus du fuselage, pilote

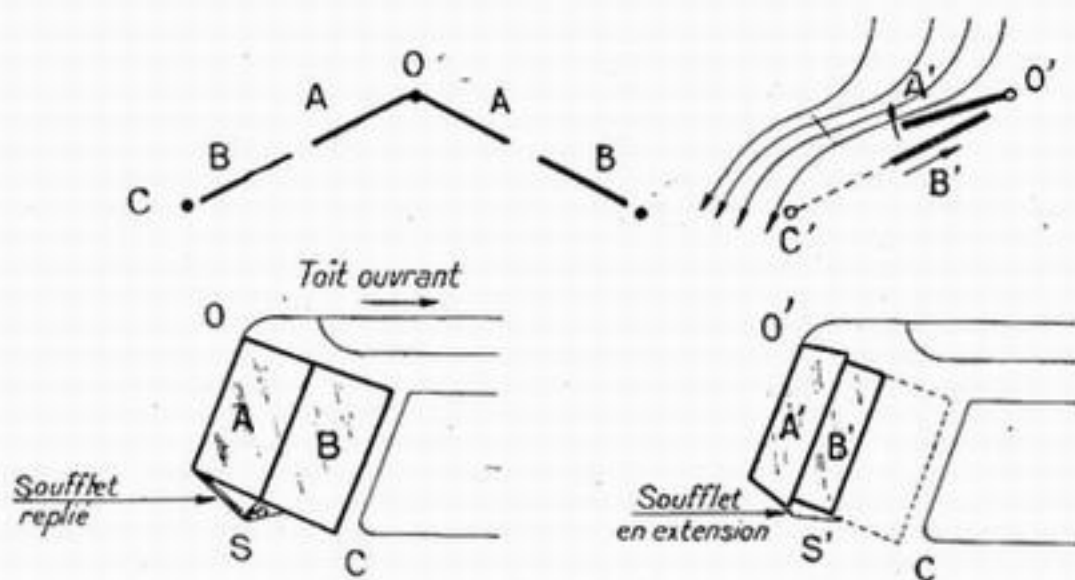


Fig. 6,511.4 B. — Junkers 52.

en conduite extérieure derrière un petit saute-vent rabattu en vol normal sur le toit de la cabine.

Un principe analogue à celui du Heinkel III B est mis en œuvre dans le Junkers 52 (voir fig. 6,511.4 B), mais ici il n'y a pas de déflecteur fixe préexistant : c'est la vitre semi-fixe A qui, s'entrebaillant angulairement vers l'avant, joue ce rôle pendant que la vitre mobile B vient coulisser par translation derrière elle. Remarquer le petit soufflet S en toile caoutchoutée qui a pour rôle d'empêcher les rentrées d'air intempestives par dessous la vitre A lorsqu'elle est ouverte.

La solution du Messerschmitt 109 est plus simple encore. On a réalisé sur cet avion juste l'angle adéquat, entre la glace frontale et la glace latérale, pour que l'arête, sans avoir besoin d'être grossie comme celle du Heinkel, forme déflecteur, mais pour une partie seulement de la surface de la glace : le courant d'air se recolle à un certain endroit. On a donc coupé la glace en deux suivant la frontière entre ces deux zones. La partie avant seule s'ouvre en se rabattant vers l'intérieur pour permettre une vue directe sans vent relatif (voir figure 6,511.4 C).

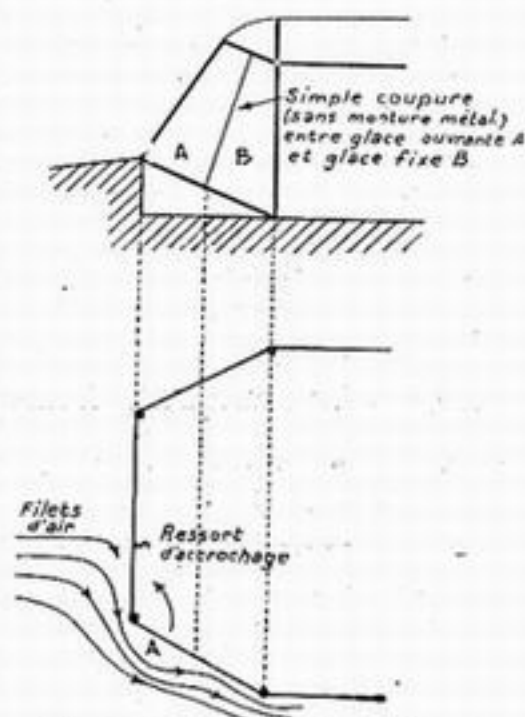


Fig. 6,511.4 C. — Messerschmitt 109.

512

### Postes d'avions militaires.

L'aménagement de ces postes, toujours encombrés dans un maître-couple tracé au plus juste, doit tenir compte d'une considération élémentaire qu'on ne devrait pas avoir besoin de rappeler, mais qui est souvent oubliée, à savoir que les utilisateurs sont de corpulence et de taille très variables.

Il est nécessaire de ménager à tous les postes un accès aisé et une évacuation encore plus aisée en parachute. Pour cela, il faut prévoir des marchepieds, accessibles avec les chaussons fourrés, des poignées pour se tenir, et de larges orifices permettant de passer aisément avec un parachute sur le dos. A ce point de vue, bien des réalisations sont encore très médiocres.

On s'efforcera de réaliser le plus d'intercommunication possible : sur les avions très étroits, où tout couloir est impossible, au moins une intercommunication à vue — sur les avions plus gros, un couloir de passage. Ces questions ont une grande importance pour le moral de l'équipage appelé à faire une mission de guerre (Cf. 2,123).

Il faut aussi se soucier du confort, éviter dans la mesure du possible les courants d'air et ne pas hésiter à mettre dans ce but, si c'est nécessaire, un cloisonnement avec des portes à l'intérieur de l'avion. Le réchauffage des cabines ne pourra que s'en trouver facilité.

513

### Cabines d'avions de transport.

L'aménagement des cabines d'avions de transport doit avant tout être confortable. Cette notion mérite d'être un peu analysée.



6,513.1 *Nécessité du confort* (1).

6,513.11 Le confort, cette sensation de bien-être que nous ressentons lorsque toute impression désagréable est écartée de nos sens et de notre esprit, n'est qu'une préoccupation secondaire à l'origine du développement d'un moyen de transport nouveau. Le but immédiat est d'assurer le fonctionnement mécanique, d'améliorer les performances de la machine. L'opérateur et l'utilisateur font figure de pionniers et, comme tels, se contentent, lorsqu'ils ne s'y complaisent pas, du minimum.

Lorsque le moyen de transport paraît susceptible de sortir d'un cercle restreint d'amateurs pour toucher la masse, le problème du confort se pose. C'est un problème toujours difficile, car, plaçant l'utilisateur dans des conditions de vie et d'habitat inusuelles, les moyens de transport sont par nature inconfortables. L'expérience ne tarde pas à montrer cependant que c'est un problème essentiel : le confort offert à la clientèle est un pôle d'attraction aussi puissant que l'est la performance elle-même. Il devient un argument de la concurrence, entre fabricants d'abord, entre moyens de transport de nature différente ensuite. Grâce à la concurrence, les problèmes finissent par être résolus : c'est ainsi que les résultats obtenus dans les transports par route, par fer, par mer, encore qu'ils s'améliorent sans cesse, peuvent être considérés maintenant comme à peu près satisfaisants.

6,513.12 Le transport de passagers par air n'a pas encore atteint ce stade. Il s'agit d'une technique jeune, en évolution continue. L'absence de concurrence sur le plan national, la faible concurrence internationale, les débouchés presque exclusivement militaires (où le problème du confort se réduit à la recherche du rendement optimum d'un personnel sélectionné et adapté), la difficulté intrinsèque du problème, expliquent que ces questions aient été un peu négligées.

Le développement de l'aviation de transport public se fera nécessairement en partie au détriment de celui des autres moyens de transport. L'avantage qu'elle retire de ses performances élevées compensera une différence de prix qui semble destinée à s'amenuiser. Mais elle ne prendra son plein essor que si, dès l'origine, elle sait attirer le client en lui apportant, mieux ou aussi bien que les transports concurrents, le bien-être, condition nécessaire du sentiment de sécurité auquel il est naturellement attaché.

Une statistique de la Compagnie Américaine « United Airlines » montre que la proportion des passagers atteints du « mal de l'air » est passé de 3,3 % en 1938 à 1 % seulement en 1943, ce qui matérialise l'effet du progrès du confort pendant ce laps de temps.

6,513.2 *Éléments du confort.*

6,513.21 Si l'on cherche à analyser qualitativement les éléments qui interviennent dans cette notion de confort, on peut noter (la liste en est plus longue pour l'avion que pour tout autre moyen de transport) :

- 1° la position et l'installation du corps;
- 2° la visibilité extérieure, l'éclairage, les couleurs;
- 3° les accélérations, les vibrations;
- 4° les odeurs;
- 5° la température;
- 6° la pression et la composition de l'air, son épuration;
- 7° le bruit.

(1) Nous faisons dès à présent quelques emprunts qui deviendront continus pour le paragraphe 6.52, à une étude sur le Conditionnement de l'air, due à l'Ingénieur Espéret, du S. T. Aé.

Cette liste est loin d'être limitative : tout détail désagréable ou maladroit est capable de détruire chez un passager méfiant ou exigeant l'impression de bien-être qu'on a essayé de lui procurer.

Le facteur 1 concerne l'architecte-décorateur, ainsi que le facteur 2, qui doit cependant, en ce qui concerne la visibilité extérieure, avoir été pris en considération par le bureau d'études dans l'élaboration du projet, comme nous l'avons dit à la fin du paragraphe 2,111.2.

Le facteur 3 intéresse à la fois les conditions de navigation (avec des répercussions constructives importantes, puisque c'est une des raisons du vol stratosphérique), et la conception technique générale de l'avion :

— la diminution des accélérations en vol conduit à éviter de mettre les passagers trop loin du centre de gravité, et même à envisager certains dispositifs spéciaux de limitation d'efforts, qui ne sont pas encore entrés dans la pratique mais ne doivent pas être négligés pour l'avenir et dont nous parlerons brièvement en 10,2;

— l'élimination des vibrations entraîne de nombreuses précautions d'ensemble ou de détail : empêcher tout buffeting ou battement par une étude aérodynamique soignée et une grande rigidité de construction, retirer les moteurs du fuselage (Cf. 2,111.2) et les suspendre élastiquement (Cf. 6,11), écarter les passagers du plan des hélices, etc..., etc...

Les facteurs 4, 5 et 6 sont les données physiques qui caractérisent l'air des cabines de passagers. Donner à ces facteurs les valeurs optima, les maintenir en tout état de cause entre les limites de confort, c'est l'objet de la branche technique connue sous le nom de « *Conditionnement de l'Air* ».

Le facteur 7 a fait, lui aussi, l'objet d'études techniques très poussées, qui ont pour objet l'« *Insonorisation* » des avions.

Les répercussions de ces deux techniques particulières sur l'étude d'un avion sont considérables, en ce qui concerne tant la structure que même la formule générale. D'autre part, il n'existe actuellement dans le domaine public que très peu de documentation les concernant. Nous serions donc bien en peine de renvoyer le lecteur à des ouvrages spécialisés.

Pour ces raisons, nous allons traiter ci-après ces deux sujets avec des développements plus poussés que nous ne l'avons fait pour les autres questions d'installations.

## 6,52 - CONDITIONNEMENT DE L'AIR

Nous emprunterons tout ce qui va suivre à une étude technique approfondie due à l'Ingénieur principal Espéret.

### 6,521 BUTS A ATTEINDRE

L'expérience d'exploitation pour le transport des passagers à haute altitude est presque nulle. On a donc dû fixer a priori les exigences à satisfaire dans les avions français futurs. L'expérience des vols commerciaux montrera si le choix a été heureux.

6,521.1 Régulation de la température.

6,521.11 La température à maintenir dans les habitacles des passagers est :  $20^{\circ}$  dans tous les cas de vol, lorsque la température extérieure est inférieure ou égale à  $20^{\circ}$ .

Les passagers couchés s'accommodent d'une température plus élevée. Il est recommandé de réaliser  $22^{\circ}$  pendant les périodes où les passagers sont couchés.

6,521.12 Il faut entendre par « tous les cas de vol », l'ensemble des conditions de vol réelles que l'avion peut être appelé à rencontrer. En général, il ne sera pas, dès l'origine, destiné à une ligne particulière, aux conditions climatiques bien limitées. La Compagnie qui l'achète voudra se réserver la plus grande latitude d'explo-

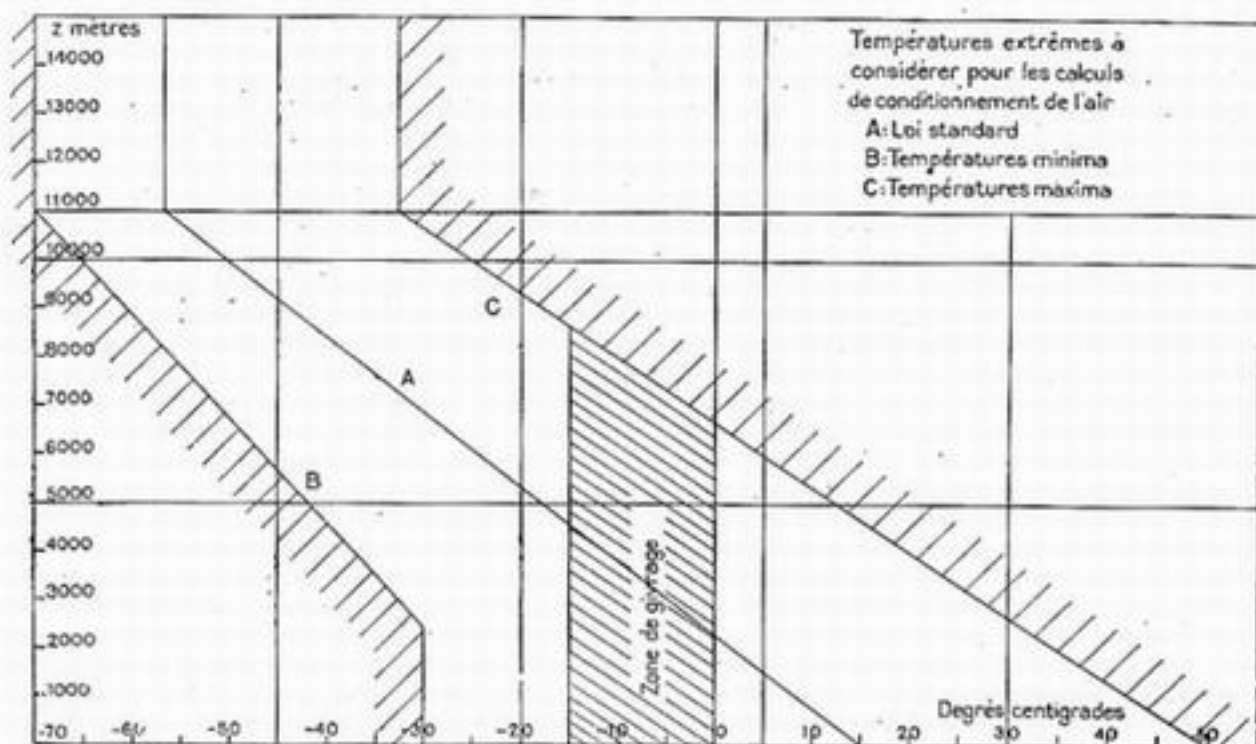


Fig. 6,521.12.

tation. Si même elle ne le fait pas, ce serait le devoir du constructeur de songer aux autres débouchés possibles, à l'exportation. En bref, il faudra prévoir, pratiquement dans tous les cas, que l'appareil volera dans les conditions de températures extrêmes qui peuvent être rencontrées sur le globe, à ses altitudes d'utilisation.

La figure 6,521.12 donne le diagramme de ces températures limites réelles en fonction de l'altitude. On voit que, encadrant la température standard, elles s'en écartent notablement.

6,521.13 L'air chaud ne doit pas être introduit dans la cabine à plus de  $130^{\circ}$ . Au voisinage immédiat des passagers, il ne saurait dépasser  $40^{\circ}$  sans provoquer d'impression désagréable.

Les plus grandes précautions sont à prendre pour éviter que les dispositifs de chauffage introduisent des gaz toxiques dans l'air destiné à la cabine.

6,521.2 Régulation de la pression.

6,521.21 Lorsque l'altitude augmente, la pression de l'air diminue. L'effet « mécanique » de la dépression provoque, à partir d'une certaine valeur, des troubles circulatoires et articulaires qui vont en s'aggravant.



Simultanément, la pression partielle de l'oxygène de l'air diminue puisque la composition de l'air reste constante en altitude. La baisse de la pression d'oxygène provoque elle-même des troubles respiratoires, d'autant plus intenses que cette pression est plus faible, et que la pression totale est elle-même plus faible.

Les seuils physiologiques (valeurs limites des pressions au delà desquelles l'organisme éprouve une sensation de douleur) sont bien connus. Les « limites de bien-être » le sont assez mal. Les points suivants sont admis :

Il a été admis jusqu'à présent qu'un passager moyen, non spécialement entraîné, peut vivre dans de bonnes conditions de bien-être jusqu'à l'altitude de 2.500 m. Le vol commercial est donc praticable jusqu'à cette altitude sans action artificielle destinée à augmenter la pression partielle d'oxygène.

Au delà de 2.500 m. la pression partielle d'oxygène devient insuffisante, d'autant plus que la pression totale décroît. Une action artificielle s'impose.

La solution de « *cabine à pression rétablie* » maintient, en altitude, la pression totale dans la cabine, égale ou supérieure à celle de 2.500 m. (560 mm de mercure).

L'altitude de vol maximum permise est celle jusqu'à laquelle les installations de bord permettent le rétablissement de la pression de 560 mm. Elle n'est limitée que par des considérations mécaniques.

La solution de « *cabine suroxygénée* » maintient, par simple apport d'une quantité d'oxygène convenablement dosée, sans rétablissement de la pression totale, la pression partielle d'oxygène désirée à chaque altitude. Celle-ci devrait en principe (v. 6,521.21 *in fine*) croître à partir de sa valeur à 2.500 m (114 mm) au fur et à mesure qu'on s'élève. Il a été admis qu'on s'en tiendrait à une valeur constante à toutes altitudes supérieures à 2.500 m, savoir 130 mm <sup>(1)</sup>.

L'altitude limite de vol des avions à cabine suroxygénée est 6.000 m. On estime, en effet, qu'il ne faut pas soumettre les passagers civils à une pression totale inférieure à celle de cette altitude, sinon les troubles physiologiques résultant de la diminution de la pression totale finissent par apparaître, quelle que soit la concentration en oxygène <sup>(2)</sup>.

La suroxygénation, rendant momentanément le vol possible jusqu'à 6.000 m, augmente les possibilités des avions en leur permettant de survoler des massifs montagneux ou des conditions météorologiques dangereuses ou désagréables, mais étant peu satisfaisante au point de vue du confort ne constitue pas un régime de vol normal.

Indépendamment de la valeur absolue de la pression totale, la rapidité avec laquelle cette pression varie intervient dans l'impression de confort : une variation trop rapide provoque des troubles, notamment auditifs. Une variation importante quasi instantanée peut entraîner la mort, ou une incapacité momentanée (syncope).

Une variation de l'ordre de 2 mm de mercure par seconde constitue le maximum tolérable par des passagers civils. C'est une affaire de pilotage. Les compagnies de navigation aérienne imposent à leurs équipages de ne pas dépasser la vitesse verticale, en montée ou en descente, de deux mètres par seconde au variomètre (0,17 mm de mercure par seconde au sol et 0,14 mm à 2.500 m d'altitude).

Dans les cabines à pression rétablie, au delà de 2.500 m, la pression intérieure reste à 560 mm lorsque la pression extérieure varie. C'est un avantage des cabi-

(1) Il en résulte une discontinuité dans la composition de l'air de la cabine lorsque l'on franchit l'altitude de 2.500 m.

(2) La suroxygénation est en outre mal compatible avec la possibilité de fumer, qu'il est souhaitable de donner aux passagers.

6,521.22

6,521.23

nes à pression rétablie de permettre au-dessus de 2.500 m. des montées à la vitesse ascensionnelle maxima et des descentes rapides, sans incommoder les passagers.

6,521.24

La régulation artificielle de la pression introduit de nouveaux risques d'accidents.

Dans les cabines suroxygénées, un épuisement accidentel de l'oxygène ne peut avoir de conséquences très graves, car l'équipage, prévenu à temps, exécute une descente rapide.

Dans les cabines à pression rétablie, le nombre des compresseurs et des valves d'échappement doit être au moins égal à deux, chacun pouvant suffire à assurer la régulation de la pression. De plus, en cas de panne de l'ensemble des compresseurs, les conditions actuelles de réception des cabines étanches imposent qu'à l'altitude maxima de vol, les fuites ne provoquent pas une baisse de pression plus rapide qu'une descente fictive à la vitesse de 1 m/sec.

Le seul remède immédiat en cas de décompression brutale produite par une rupture importante (fenêtre, porte, etc...) est la distribution abondante d'oxygène, qui doit être prévue, au moins pour l'équipage. Même si le contrôle de l'appareil n'est pas perdu, si la fuite peut être obturée et le voyage poursuivi, il s'agira pour les passagers d'un accident au moins désagréable, souvent dangereux, catastrophique pour la propagande aérienne. L'ingénieur devra obtenir à ce point de vue, par une étude poussée aidée de tous les essais nécessaires, une sécurité comparable à celle obtenue maintenant pour la résistance d'ensemble de l'avion.

6,521.3

### Épuration de l'air.

Les cabines suroxygénées et les cabines à pression rétablie doivent être étanches, les premières pour économiser l'oxygène, les secondes pour tenir la pression intérieure. L'étanchéité s'impose d'ailleurs de toutes façons, pour éviter l'introduction de l'eau de pluie, limiter les pertes calorifiques, diminuer le niveau du bruit, etc...

Or, l'air d'une capacité étanche habitée ne tarde pas à se vicier : l'homme émet normalement 23 litres d'anhydride carbonique à l'heure. Des impuretés diverses (fumée de tabac, vapeurs d'huile, etc...) sont produites de manière continue. Il faut donc absolument, soit renouveler l'air, soit absorber les impuretés.

6,521.31

Dans le premier cas, pour que la teneur de l'air en anhydride carbonique ne dépasse pas la valeur limite de 0,5 % en volume admise jusqu'à présent pour le confort (1), il faut apporter à chaque passager au minimum :

$$\frac{23}{60 \times 0,005} = 77 \text{ litres d'air frais par minute.}$$

Il est douteux que ce débit soit suffisant pour éliminer les odeurs et la fumée du tabac.

On ne peut malheureusement l'augmenter à volonté dans les cabines à pression rétablie, sans hypertrophier les systèmes de chauffage et de réglage de la pression.

Dans les cabines suroxygénées, ce minimum lui-même correspond à une perte prohibitive d'oxygène.

6,521.32

L'absorption, employée dans les sous-marins, est une solution lourde et encombrante. Les épurateurs créent des pertes de charge et la circulation de l'air

(1) Le CO<sup>2</sup> à faible dose agit comme excitant des centres nerveux du poumon et accélère la respiration. La concentration limite indiquée peut, pour cette raison, être avantageusement augmentée en altitude : une concentration de 1 % est permise à 6.000 m dans les avions à cabine suroxygénée.

exige une puissance importante. La surveillance et l'entretien doivent être constants. Suffisant sur un appareil militaire, ce procédé ne peut être accepté pour l'utilisation civile que comme un pis-aller.

521.33 Finalement, les données actuellement imposées aux constructeurs français sont les suivantes :

— *En dessous de 2.500 mètres :*

Par temps chaud, lorsque les installations de chauffage ne fonctionnent pas : renouvellement de l'air au débit minimum de 650 gr par minute et par passager, sauf réfrigération dont nous parlerons en 6,524.35.

Par temps froid, lorsque les installations de chauffage fonctionnent : renouvellement de l'air au débit minimum de 430 gr par minute et par passager.

— *Au-dessus de 2.500 mètres :*

Cabines suroxygénées : Renouvellement nul. Absorption des impuretés.

Cabines à pression rétablie : Renouvellement de l'air, purifié de toute odeur ou trace d'huile, au débit minimum de 125 gr par minute et par passager.

521.34 Dans les compartiments de fumeurs, il est souhaitable de prévoir un débit nettement supérieur : 250 gr par minute paraissent un minimum.

Les Américains ont toujours pensé que le débit de 125 gr par minute et passager est insuffisant pour éliminer les odeurs. Ils rejettent les absorbants spéciaux, comme de nature à incommoder les passagers par leurs propres émanations. Le renouvellement d'air convenable était naguère d'après eux de 350 gr par minute et passager : C'est sur cette base qu'est conçu le conditionnement de l'air du Boeing 307 « Stratoliner ».

En cas de panne d'un compresseur, le débit des compresseurs restant en fonctionnement doit être supérieur à 80 gr par minute et passager, minimum nécessaire pour permettre de poursuivre le voyage sans gêne pour les passagers<sup>(1)</sup>.

521.4 Ventilation.

La circulation de l'air avec une vitesse appréciable au voisinage des passagers procure, si elle reste comprise dans certaines limites, une sensation de bien-être en activant les échanges thermiques entre le corps et l'air de la cabine et en régularisant le mécanisme de la transpiration.

Tant qu'on ne « climatise » pas l'atmosphère des cabines en vol en installant à bord des machines à froid (v. ci-après 6,524.35), l'impression de fraîcheur demandée par les passagers par temps chaud ne peut être produite que par la ventilation. Comme la question ne doit se poser normalement qu'au-dessous de 2.500 m, il y a intérêt à faire appel à l'air extérieur, plus frais et plus sec que l'air intérieur. C'est pourquoi les programmes demandent, dans ce cas, le débit considérable d'air frais de 600 gr par minute et par passager.

L'air frais doit, autant que possible, être distribué au niveau du plafond.

Les programmes français ont demandé jusqu'ici que cet air puisse être distribué, en partie, par un système de distribution, réglable individuellement. L'intérêt de laisser une telle commande à la disposition des passagers, à partir du moment où la ventilation générale fonctionne de manière satisfaisante, est controversé. Il est certain que cette sujétion entraîne des complications d'aménagement non négligeables, qu'il faut supprimer si elle est inutile, ou inutilisée.

(1) Sur les avions qui ne comportent que deux compresseurs, ceci conduit à prévoir au minimum, non 125 gr par minute et par passager, mais 160 gr par minute et par passager, tout au moins si on ne peut augmenter à volonté le débit du compresseur restant en fonctionnement.



6,521.5 Régulation de l'humidité.

Un bien-être suffisant sera assuré si l'on maintient dans les cabines une pression partielle de vapeur d'eau comprise entre 20 % et 80 % de la tension de vapeur saturante à 20°.

On cherchera probablement à s'en tenir aux valeurs les plus faibles (entre 20 % et 50 %) par basse température extérieure pour limiter les condensations sur les vitres et les parois intérieures de la cabine.

6,522 *RÉGULATION DE LA TEMPÉRATURE*

## 6,522.1 PROPAGATION DE LA CHALEUR

Rappelons d'abord très brièvement comment la chaleur se propage, se perd et se gagne.

6,522.10 Pour faciliter la consultation des ouvrages spécialisés, nous avons adopté les unités courantes des ingénieurs, de préférence aux unités énergétiques, non encore entrées dans la pratique :

— unité de quantité de chaleur : la grande calorie (k. calorie, ou millithermie) valant 4,18 kilojoules ou 426 kilogrammètres;

— unité de débit ou de puissance calorifique : la calorie heure valant 0,118 kilogrammètre par seconde ou 1/635 de CV, ou 1/860 de kilowatt.

La chaleur se transmet d'un milieu à un autre par mélange, par rayonnement, par convection, par conduction.

6,522.11 Transmission par mélange.

Elle joue un rôle important dans les échanges thermiques des cabines d'avion.

Dans les cabines fermées non étanches et non mises en surpression, il peut y avoir des entrées d'air, à la température extérieure, qui modifient la température du milieu intérieur.

L'air de renouvellement, introduit à température variable, selon l'altitude de vol, selon qu'il est comprimé ou non, réchauffé ou non, refroidi ou non (Cf. 6,524.35), se mélange à l'air de la cabine et modifie sa température.

Le chauffage à bord d'avion est généralement réalisé par chauffage central à air chaud. C'est par mélange d'air convenablement réchauffé avec l'air de la cabine que la régulation de la température est faite.

La quantité de chaleur apportée dans la cabine par P kilogramme d'air à t degrés est, lorsque la régulation fonctionne :

$$Q = P C (t - 20) \text{ calories.}$$

C = 0,242 est la chaleur spécifique de l'air à pression constante.

Q est exprimé en calories / heure si P est exprimé en kilogrammes / heure.

6,522.12 Propagation par rayonnement.

Tout corps émet du rayonnement par sa surface, et perd corrélativement de la chaleur.

La perte de chaleur dépend de la nature de la surface et de sa température. Elle s'exprime par la loi de Stefan :

$$Q = \sigma S \left( \frac{t + 273}{100} \right)^4 \text{ cal/heure.}$$

Le coefficient  $\sigma$  dépend seulement de la nature de la surface. Il est maximum pour la surface « noire » des physiciens et égal à 4,61 avec les unités adoptées.

Ce coefficient est nettement inférieur à l'unité pour une cabine d'avion non peinte et bien polie. La perte calorifique par émission de rayonnement est donc faible : il y a néanmoins intérêt à adopter des surfaces bien polies pour la réduire.

Le rayonnement des corps extérieurs, dans la mesure où la surface extérieure de la cabine l'absorbe, est une source de chaleur. Le rayonnement solaire en constitue l'essentiel. Il est nul en vol de nuit, faible par temps couvert. L'ingénieur qui établit le bilan thermique d'un avion ne peut donc compter sur lui de manière permanente et doit dimensionner ses installations de manière à obtenir un chauffage correct lorsqu'il n'existe pas.

### 6,522.13 Propagation par convection.

L'existence d'une différence de température entre une surface et un fluide à son contact se traduit par une propagation de chaleur du milieu (surface ou fluide) le plus chaud vers le milieu le plus froid. La quantité de chaleur ainsi véhiculée est, par  $m^2$  de surface, approximativement proportionnelle à la différence des températures  $t$  et  $\theta$  du fluide et de la surface, et peut s'écrire :

$$Q = \alpha S (t - \theta).$$

La valeur de  $\alpha$ , coefficient de convection, dépend surtout de la vitesse relative du courant fluide par rapport à la paroi. On distingue à cet égard la convection naturelle et la convection forcée.

### 6,522.131 Convection naturelle.

Elle concerne les échanges calorifiques entre une surface et une masse fluide dont la vitesse *d'ensemble* est nulle par rapport à la surface. La chaleur se transmet de la paroi au fluide par conduction, puis est véhiculée dans la masse avec les particules fluides chauffées que leur densité plus réduite met en mouvement (courants de gravité).

C'est par convection naturelle que la chaleur se transmet de l'air d'une cabine à la surface interne de ses parois.

Le coefficient  $\alpha$ , de convection naturelle est une grandeur mal définie. Il varie très largement avec l'état d'agitation d'ensemble de l'air, qui n'est jamais rigoureusement nul. Il dépend même de la direction de la paroi par rapport à la pesanteur, étant plus faible pour un plancher que pour un plafond.

À l'intérieur des cabines d'avion où, pendant le chauffage, les mouvements sont actifs, il est recommandé de ne pas prendre, à l'altitude zéro, une valeur inférieure à :

$$\alpha_i = 10 \text{ calories/heure} \times m^2 \times \text{degré.}$$

Le coefficient  $\alpha_i$  varie en altitude, comme la racine carrée de la pression de l'air (théorie de Lorenz). On pose donc, la pression *intérieure*  $p_{zi}$  de l'air de la cabine à l'altitude  $z$  étant exprimée en mm de mercure :

$$\alpha_i = 10 \sqrt{\frac{p_{zi}}{760}} \text{ calories/heure} \times m^2 / \text{degré.}$$

Dans les cabines à pression rétablie,  $\alpha_i$  décroît ainsi de 10 au sol à 8,6 à 2.500 m et reste constant au delà ( $p_{2500} = 560$  mm).

Dans les cabines suroxygénées  $\alpha_i$  décroît régulièrement de 10 au sol à 6,8 à 6.000 m ( $p_{6000} = 354$  mm), plafond en service de ces cabines.

#### 6,522.132 Convection forcée.

Elle concerne les échanges calorifiques entre une surface et une veine fluide à son contact dont la vitesse d'ensemble est appréciable (cas de la surface extérieure d'une cabine).

L'importance de la transmission calorifique varie alors avec la nature de l'écoulement le long de la surface.

Nous nous contenterons d'indiquer qu'en première approximation :

a) la quantité de chaleur transmise par convection forcée est directement proportionnelle au coefficient de frottement et au produit  $\rho V$  de la vitesse  $V$  de l'écoulement par le poids spécifique de l'air; elle est plus grande dans un écoulement turbulent que dans un écoulement laminaire, plus grande, aux nombres de Reynolds élevés, pour une surface rugueuse que pour une surface lisse.

b) l'ordre de grandeur du coefficient  $\alpha_c$  au sol en air sec est, pour une vitesse de 100 m/sec :

$$\alpha_c = 200 \text{ cal/heure/m}^2/\text{degré}$$

correspondant à un coefficient moyen de frottement voisin de 0,003.

Le coefficient  $\alpha_c$  à considérer sur la surface extérieure d'une cabine d'avion est donc à peu près 20 fois plus grand que le coefficient  $\alpha_i$  à considérer sur la surface intérieure.

c) en altitude cet ordre de grandeur relatif se maintient à peu près,  $\alpha_c$  variant comme la puissance 0,75 ou 0,8 du produit  $\rho V$  d'après les lois de variation du coefficient local de frottement en fonction du nombre de Reynolds.

Nous verrons que l'imprécision du coefficient  $\alpha_c$  est sans importance dans l'étude des pertes de chaleur de la cabine, à cause de la valeur élevée de ce coefficient. L'étude expérimentale de cette question ne doit cependant pas être négligée, la connaissance exacte du coefficient  $\alpha_c$  de convection forcée à la paroi extérieure d'un avion en vol étant indispensable à la prédétermination correcte des installations de dégivrage thermique.

#### 6,522.14 Propagation par conduction. Isolement thermique.

La loi élémentaire, due à Fourier, de la propagation de la chaleur par conduction dans un milieu homogène entre deux éléments de surface parallèles  $dS$  dont les températures respectives sont  $t_1$  et  $t_2$  et la distance  $e$  s'exprime comme suit :

$$dQ = \lambda dS \frac{t_2 - t_1}{e}$$

Dans nos unités,  $\lambda$ , coefficient de conduction, est évalué de telle façon que  $dS$  étant exprimé en  $m^2$  et  $e$  en mètres,  $dQ$  est évalué en calories/heure.

La conduction se traduit, dans une cabine d'avion, par une perte de chaleur dans les masses métalliques intérieures à la cabine qui se prolongent à l'extérieur, et dans les parois proprement dites de la cabine. On réduit cette dernière perte en isolant convenablement la paroi.

L'air est le corps de plus faible conductibilité calorifique (0,021 à 15° 760 mm) donc le meilleur isolant.



Un matelas d'air compris entre deux parois solides ne donne cependant pas de bons résultats. Dès qu'il y a transmission calorifique entre les parois, l'air se met naturellement en mouvement : les calories ne sont plus transmises par conductibilité, mais transportées par l'air (convection).

Les meilleurs isolants pratiques sont les corps pulvérulents, granuleux, fibreux, formés de cellules qui emprisonnent de petits volumes d'air maintenu ainsi immobile. Le tableau ci-après donne les valeurs de  $\lambda$  pour divers isolants employés dans l'industrie et aussi, dans sa partie inférieure, pour divers matériaux non spécialement isolants. La valeur du poids spécifique caractérise pour les isolants l'état d'agglomération du matériau, donc, dans une certaine mesure, la quantité d'air qu'ils contiennent.

	Poids spécifique en kg/m <sup>3</sup>	Coefficient de conductibilité en cal/h <sup>re</sup> × m × degré
Liège aggloméré .....	47,6	0,029
Sciure de bois .....	215	0,052
Amiante .....	576	0,140
Déchets de soie .....	101	0,141
Laine .....	136	0,037
Coton .....	81	0,080
Plaques de liège .....	100	0,034
Verre .....	2450 à 2720	0,3 à 0,7
Plexiglass .....	1180	0,162
Porcelaine .....	2240 à 2500	0,9
Caoutchouc .....	1000 à 2000	0,1 à 0,2
Glace .....	880 à 920	0,8

Les matériaux indiqués ci-dessus, si excellents soient-ils, ne conviennent cependant pas tous pour l'aéronautique.

— Les substances pulvérulentes, granuleuses, même certaines substances fibreuses ne peuvent être utilisées telles quelles. N'ayant pas de cohésion propre, elles se tassent à l'usage, ou perdent leurs propriétés sous l'influence des vibrations. Il faut donc un adhésif, qui change leurs caractéristiques. Les agglomérés se désagrègent dans les mêmes conditions.

— Nombre des substances indiquées brûlent facilement et sont hygroscopiques, ce qui exclut leur emploi à l'état brut dans l'aéronautique.

— Enfin, l'isolement thermique est lié à l'isolement acoustique et, tant pour des raisons de poids que d'encombrement, doit utiliser les mêmes matériaux. En fait, deux catégories de matériaux sont généralement utilisées : le seapack et le flock. Nous les étudierons plus loin (v. ci-après en 6,535).

6,522.2

## BILAN THERMIQUE D'UNE CABINE D'AVION EN VOL

Le relevé des gains et pertes de chaleur constitue le bilan thermique de la cabine, dont nous allons évaluer successivement les différents postes.

6,522.21

### Sources de chaleur.

I existe, à l'intérieur d'une cabine, des sources de chaleur diverses (moteurs

électriques, réchauds, etc...), dont l'effet n'est pas toujours négligeable. L'apport fourni par les occupants qui dégagent chacun 70 calories/heure dans l'état du métabolisme basal, est en général le plus important.

On peut aussi assimiler à une source de chaleur l'échauffement des parois de la cabine et l'échauffement consécutif de l'air intérieur, par *frottement dans l'air ambiant*. Le processus est le suivant : une partie de l'énergie fournie pour entretenir le mouvement est dissipée en chaleur, qui élève localement la température des parois et celle des particules fluides voisines.

On peut chercher à évaluer cet effet, en admettant que l'élévation de température est celle que l'on obtiendrait en arrêtant brusquement, c'est-à-dire adiabatiquement une veine fluide dont la vitesse  $V$  serait la vitesse générale de l'avion. On trouve :

$$\Delta t = \frac{V^2}{2gJC} = 5 \times 10^{-4} V^2 \text{ (V en m/sec).}$$

L'expérience a donné en moyenne :  $4 \times 10^{-4} V^2$ , soit une élévation de température de  $4^\circ$  pour une vitesse de 360 km/h, vérifiant convenablement la théorie quelque peu hasardeuse qui précède.

Ces mesures seraient à faire aux vitesses de 200 et même 300 m/sec que permettent maintenant les avions à réaction.

Au point de vue pratique qui nous occupe, l'existence de cette source de chaleur équivaut à peu près exactement à une élévation générale de la température de l'air ambiant égale à  $\Delta t$ . On négligera donc d'expliciter l'effet du frottement dans le bilan thermique, en admettant que la température extérieure, dans laquelle on évolue, n'est pas la température  $t$  de l'air, mais la température  $t + \Delta t$ .

C'est d'ailleurs cette température  $t + \Delta t$  qu'indiquera un thermomètre de température extérieure dont la sonde serait placée dans le vent. C'est à cette température extérieure lue au thermomètre que sont implicitement rapportés les coefficients de convection forcée indiqués ci-dessus.

Il convient de souligner que l'échauffement déterminé par la théorie exprimée ci-dessus *est indépendant de la densité de l'air*. Il est possible qu'aux très grandes vitesses qui seront un jour accessibles à grande altitude, le problème soit de refroidir et non de réchauffer les cabines.

#### 6,522.22 « Puits » de chaleur.

Certaines installations secondaires *absorbent* de la chaleur : détente d'oxygène, absorbants, déshumidificateurs, glacières. Leur effet est en général négligeable dans l'ensemble.

#### 6,522.23 Pertes calorifiques par transmission.

6,522.231 La perte calorifique *par conduction dans les masses métalliques de l'avion* est certainement importante. Faute de savoir la calculer simplement, on en a tenu compte jusqu'à présent en majorant d'un coefficient de l'ordre de 1,1 le total des pertes calculées à travers la paroi de la cabine.

6,522.232 On admet que la *perte par émission de rayonnement* peut se calculer, indépendamment des effets de la convection, en supposant que la température de la surface externe de la cabine est égale à la température ambiante (ce qui, comme nous le verrons, n'est pas très éloigné de la réalité). On peut adopter un coefficient de Stéfán de l'ordre de 1, valeur certainement élevée pour une cabine bien polie

extérieurement, afin de compenser ce que l'hypothèse précédente peut avoir de trop favorable. L'expression de la perte par le rayonnement propre de la cabine est alors, par  $m^2$  de surface radiante :

$$Q = \left( \frac{t_r + 273}{100} \right)^4 \text{ calories/heure.}$$

Comme il s'agit de réchauffer et non de réfrigérer, le gain de chaleur par absorption de rayonnement n'intervient pas. Ainsi que nous l'avons déjà signalé, on néglige le rayonnement terrestre et on se place, pour dimensionner l'installation, dans le cas du vol de nuit.

6,522.233

La perte calorifique *par conduction à travers la paroi et convection* étant la plus importante (de l'ordre de 5 calories par  $m^2$  et par degré d'écart, soit 450 calories-heure/ $m^2$  pour une cabine à  $+20^\circ$  dans une atmosphère à  $-70^\circ$ ), il est nécessaire de chercher à l'évaluer avec une bonne précision.

L'expression du débit de chaleur par convection et conduction à travers une surface homogène de  $1 m^2$  est, avec les notations de la figure 6,522.233 :

$$Q = \alpha_i (t_i - \theta_i) = \frac{\lambda}{e} (\theta_i - \theta_e) = \alpha (\theta_e - t_e) = h (t_i - t_e)$$

avec

$$\frac{1}{h} = \frac{1}{\alpha_i} + \frac{e}{\lambda} + \frac{1}{\alpha_e}$$

$h$  s'appelle le coefficient de transmission de l'élément de paroi considéré.

Les deux premiers termes qui le constituent sont connus (v. 6,522.1).

Quant au troisième, la valeur numérique de  $\alpha_e$  étant très élevée (de l'ordre de 200) son inverse  $1/\alpha_e$  est pratiquement négligeable dans l'évaluation de  $h$ . On admet dans les calculs approchés que  $\alpha_e$  peut être considéré comme infini devant  $\alpha_i$  (ce qui revient à poser que la température de la surface externe de la paroi  $\theta_e$  est égale à la température ambiante).

La perte totale par les parois de la cabine de l'avion s'obtient en décomposant la surface  $S$  de la cabine en éléments de surface,  $S_p$ , homogènes au point de vue de la transmission calorifique, et en ajoutant les pertes élémentaires correspondantes :

$$Q = \sum h_p S_p (t_i - t_e).$$

S'il existe des tôles de revêtement non isolées,  $h$  est pratiquement égal à  $\alpha_i$  la température du revêtement est uniforme ( $e/\lambda$  très petit (1)) et égale à la température extérieure ( $1/\alpha_e$  très petit).

A une vitre en plexiglass de 4 mm d'épaisseur ( $\lambda = 0,16$ ) correspond un coefficient de transmission en altitude  $h = 7$ , et une perte calorifique au mètre carré de vitre par température extérieure de  $-70^\circ$ , de 630 calories-heure. La surface externe de la vitre est alors à  $-66^\circ C$  environ et sa surface interne à  $-40^\circ$ .

Pour les parois courantes d'une cabine convenablement calorifugée, on doit pouvoir obtenir un coefficient de transmission par les tôles inférieur à 3 ( $\lambda/e \leq 5$ ). Les accidents de surface (coupes, raidisseurs), forcément moins bien calorifugés, augmentent la transmission. On en tient compte en majorant la perte par transmission à travers les parois supposées lisses de 20 % pour une construction classique.



Propagation de la chaleur par conduction et convection à travers une paroi

Fig. 6,522.233.

(1)  $\lambda/e = 175.000$  pour une tôle de duralumin de 1 mm d'épaisseur.



Ajoutant à cette majoration celle de 10 % signalée au paragraphe 6,522.23 pour tenir compte de la perte par conduction dans les masses métalliques de l'avion, l'expression finale de la perte par transmission est :

$$Q = 1,3 (t_i - t_e) \Sigma h_p S_p.$$

Connaissant la loi de variation de la température en fonction de l'altitude, se reportant d'autre part à la loi de variation indiquée du coefficient de convection naturelle  $\alpha_i$  en fonction de la pression intérieure, on peut ainsi tracer la courbe donnant la perte calorifique par transmission en fonction de l'altitude.

On rapporte parfois  $Q$  à la surface totale de la cabine en écrivant :

$$Q = h_m S (t_i - t_e).$$

On définit ainsi un coefficient moyen de transmission  $h_m$  qui doit peu différer d'un avion à un autre conçu suivant la même technique générale et isolé de manière identique. C'est ce coefficient qui sur un avion moderne moyennement bien calorifugé doit être, au sol, de l'ordre de 4 ou 5 calories-heure par  $m^2$  et par degré d'écart.

#### Echanges par mélange.

6,522.241 Cherchons à faire maintenant le bilan des échanges de chaleur *par mélange*. Des pertes de calories pourraient être dues à l'entrée d'air froid par les joints de la structure. En fait, sur les avions bien étanches, elles sont négligeables au-dessous de 2.500 m, et forcément nulles au-dessus dans les cabines à pression rétablie.

En période de réchauffage, seule à considérer dans le bilan qui nous intéresse, l'air de renouvellement pris à l'extérieur pourrait enlever des calories à la cabine s'il y était introduit directement, même après compression. Mais il est en général préalablement réchauffé et apporte donc des calories au lieu d'en enlever.

6,522.242 Le seul *apport* de chaleur extérieur à considérer est celui de l'air de chauffage, qui véhicule également les calories éventuellement produites par la compression préalable de l'air de renouvellement. Lorsque la régulation de la température est réalisée il solde le bilan thermique.

Si  $Q$  désigne le débit de chaleur à introduire pour solder le bilan,  $P$  le débit d'air fourni par les dispositifs de chauffage,  $T$  la température de cet air à l'entrée dans la cabine, ces trois quantités sont évidemment liées par la relation :

$$Q = PC (T - 20)$$

$C = 0,242$  désignant la chaleur spécifique de l'air à pression constante.

6,522.2 Cas de calcul.

Le *cas de calcul* à adopter est évidemment le cas le plus défavorable, soit :

- vol de nuit;
- vol par température extérieure la plus basse possible : l'atmosphère choisie sera celle représentée par la figure 6,521.32;
- débit d'air de renouvellement maximum à l'altitude considérée;
- nombre d'occupants réduit : on peut admettre que l'appareil volera rarement avec moins de la moitié du nombre maximum de passagers et s'en tenir à ce chiffre pour le calcul;
- vitesse réduite, donnant la plus faible élévation de température par frottement.

L'altitude la plus défavorable ne peut être déterminée a priori, dépendant non seulement de la quantité de chaleur à fournir  $Q$  qui varie avec l'altitude, mais également de l'efficacité du type de réchauffage adopté, qui est également fonction de l'altitude. Pratiquement le calcul sera fait au sol, à 2.500 m à l'altitude normale prévue pour l'exploitation, enfin au plafond en service de l'avion. Si celui-ci est supérieur à 11.000 m, le calcul sera également fait à 11.000 m.

On trouve ainsi approximativement pour un avion de 30 passagers

au sol.....	$t_e = -30^\circ$	$Q = 27.500$ calories-heure.
à 2.500 m...	$t_e = -30^\circ$	$Q = 25.600$ calories-heure.
à 6.000 m...	$t_e = -47^\circ$	$Q = 28.800$ calories-heure.

Si cet avion était équipé d'une cabine à pression rétablie, la perte à 6.000 m serait plus élevée, et égale à 32.600 calories-heure. Elle atteindrait 42.000 calories-heure à 11.000 mètres par température extérieure de  $-70^\circ$ .

### 6,522.26 Exploitation.

L'exploitation du bilan thermique permet de déterminer :

6,522.261 *Le débit  $P$  d'air chaud à introduire dans la cabine pour obtenir la régulation.*  
Si l'air chaud entre dans la cabine à la température centigrade  $T$ , les valeurs du débit pondéral et du débit volumétrique (pour le dimensionnement des canalisations) sont, respectivement :

$$P = \frac{Q}{C(T - 20)} \text{ kg/heure.} \quad D = P \rho_{20} \frac{T + 273}{293}$$

$\rho_{20}$  désignant le poids spécifique de l'air de la cabine à  $20^\circ$ .

Le débit est d'autant plus faible que l'efficacité du réchauffeur est plus grande.

En principe, nous avons vu qu'il n'était pas indiqué d'introduire dans la cabine de l'air à plus de  $130^\circ$ . Le débit pondéral minimum à prévoir, à l'intérieur de la cabine est donc :

$$P = \frac{Q}{0,24(130 - 20)} = \frac{Q}{26,4} \text{ kg/heure.}$$

Si l'on emploie des réchauffeurs plus efficaces, fournissant de l'air à température plus élevée, il est nécessaire de le mélanger préalablement avec de l'air plus froid pour obtenir une température d'entrée convenable.

En pratique on peut aller jusqu'à  $300^\circ$ , bien qu'à cette température l'endurance des conduites soit déjà diminuée et que les poussières desséchées ou brûlées, risquent d'irriter les muqueuses respiratoires. Il suffit alors de faire circuler dans le réchauffeur un poids d'air  $P'$  plus réduit :

$$P' = \frac{Q}{0,24(300 - 20)} = \frac{Q}{67} \text{ kg/heure.}$$

### 6,522.262 *La puissance nécessaire des réchauffeurs.*

La puissance effectivement fournie par un réchauffeur d'air qui élève à l'heure la température de  $P'$  kg d'air d'une température  $T_0$  à une température  $T$  est :

$$W = P'C(T - T_0) \text{ cal/heure.}$$

La puissance nécessaire pour apporter le débit calorifique  $Q$  à la cabine est donc d'après l'expression de  $P'$  :

$$W = Q \frac{T - T_0}{T - 20} = Q + P'C(20 - T_0).$$

Elle dépend de la température d'entrée de l'air au réchauffeur  $T_e$ .

En circuit complètement fermé  $T_o$  est voisin de  $20^\circ$  et  $W = Q$  (cabines sur-oxygénées).

En circuit complètement ouvert  $T_o$  est égal à la température extérieure  $T_e$ . Si  $T$  n'est pas très élevé  $W$  peut dépasser  $2 Q$ . Ce mode de chauffage n'est pas économique.

En circuit fermé avec renouvellement de l'air  $W$  est compris entre les valeurs précédentes. Il est d'autant plus grand que le débit de renouvellement d'air est plus grand et que la température à la sortie du réchauffeur est plus faible. Si l'air de renouvellement est comprimé,  $W$  est diminué de la quantité de chaleur apportée par la compression.

## 22.27 En conclusion :

22.271 Par le bilan thermique, nous connaissons à toute altitude le débit de chaleur à apporter à la cabine pour obtenir la régulation.

Il permet de calculer à toute altitude :

— le poids  $P$  ou le volume  $D$  d'air à faire circuler à l'extérieur et à l'intérieur de la cabine pour assurer ce débit, donc les dimensions des installations et des conduites permettant d'en assurer la circulation;

— la puissance  $W$  des réchauffeurs, donc les dimensions des réchauffeurs eux-mêmes.

En réalité, ce calcul ne peut être fait, au stade actuel, qu'en estimant a priori la température  $T$  à laquelle l'air sortira du réchauffeur. Or cette température dépend du type de réchauffeur, et peut dépendre en outre, selon le type, de nombreux paramètres, notamment de l'altitude de vol et du débit d'air lui-même. Pour aller plus loin et pour vérifier sérieusement la bonne adaptation de l'installation (il suffit, comme nous l'avons dit, de le faire aux limites et aux points de discontinuité, c'est-à-dire au sol, à 2.500 m, à l'altitude d'exploitation au plafond en service de l'avion et éventuellement à 11.000 m); il faut donc connaître de manière précise les caractéristiques des réchauffeurs.

22.272 Nous avons raisonné jusqu'ici comme si le confort des passagers au point de vue thermique était uniquement régi par la température de l'air de la cabine, ce qui n'est pas exact. La température même des parois intervient, lorsqu'elles sont voisines des passagers, par le rayonnement qui s'établit entre eux et cette source froide. D'où la tendance moderne qui se manifeste de chauffer la cabine par une circulation d'air chaud *dans les parois* plutôt que par mélange direct. D'autre part, le degré d'agitation de l'air de la cabine joue certainement un rôle : à égalité de température, on a plus froid en air agité qu'en air calme. L'importance respective de ces divers éléments, et surtout la façon dont se constitue leur synthèse pour aboutir à la notion globale de « confort » sont trop mal connues pour que nous y insistions ici davantage. Notons simplement que l'expérimentation est à poursuivre<sup>(1)</sup>, et que la régulation de température dont nous avons parlé jusqu'ici n'est pas nécessairement suffisante pour résoudre la question.

1. Des appareils ont été imaginés pour concrétiser cette synthèse — notamment le dispositif de Pfeiderer-Buettner pour l'étude du « climat froid » des avions.



## PRODUCTION DE LA CHALEUR

### SOURCES DE CHALEUR

Le procédé qui paraît le plus avantageux a priori consiste à récupérer une partie de l'énergie calorifique produite par les moteurs de l'avion et dissipée dans le milieu extérieur. L'énergie disponible est largement suffisante pour couvrir tous les besoins. On trouve sur un moteur de 1000 CV, environ 600.000 calories à l'heure dans les gaz d'échappement, 330.000 calories-heure dans le liquide de refroidissement des moteurs à refroidissement indirect.

Sur ce principe on peut donc envisager deux systèmes de chauffage :

- le chauffage par les gaz d'échappement;
- le chauffage par les radiateurs de liquide de refroidissement.

Ultérieurement, on pourra songer à récupérer les calories perdues dans le refroidissement de l'air d'alimentation des moteurs lorsque l'altitude de vol nécessitera ce refroidissement.

Malheureusement la récupération des calories dissipées dans les gaz d'échappement conduit à des réalisations mécaniques compliquées dans une zone normalement très encombrée au voisinage de la cloison pare-feu, et entre en concurrence avec la transformation de cette énergie perdue en énergie mécanique (puissance de réaction ou turbo-compresseurs). C'est pourquoi on a songé à d'autres sources de chaleur.

Une solution apparemment plus simple serait de faire brûler dans les emplacements mêmes qu'on désire chauffer, un combustible léger à haut pouvoir calorifique. Quatre kg d'essence à l'heure suffiraient théoriquement pour fournir 40.000 calories-heure. Ce procédé, bien qu'il soulève de nombreuses difficultés, notamment pour éviter tout risque d'intoxication, est actuellement utilisé dans certains cas (réchauffeurs Janitrol des avions américains) pour le chauffage des cabines d'avion. Il est employé aussi pour le dégivrage thermique des bords d'attaque, surtout pour les empennages qui sont loin des moteurs (dégivreur de bord d'attaque du SO 90, réchauffeurs des Heinkel 177, dégivrage de l'empennage horizontal des hydravions américains Consolidated « Catalina »).

Le chauffage électrique, commode lorsque de faibles puissances sont demandées, est utilisé pour les réchauffages locaux.

Le chauffage des cabines à pression rétablie par compresseurs de mauvais rendement thermique a été envisagé. Les compresseurs de cabine normaux constituent déjà une source de chaleur, mais leur apport calorifique est faible si le rendement est bon et si les débits sont voisins des minima imposés. Si l'on voulait chauffer exclusivement par les compresseurs, il faudrait dépenser  $40.000/635 = 63$  CV pour fournir les calories nécessaires à la cabine envisagée ci-dessus, dans l'hypothèse d'un rendement mécanique égal à l'unité et d'une température d'admission de 20°. L'admission étant faite à la température extérieure  $T_e$ , le rendement mécanique étant de l'ordre de 0,8 on en vient à envisager des puissances considérables (100 à 200 CV) avec des débits de renouvellement très supérieurs aux minima imposés.

Ce procédé deviendrait économique si les compresseurs en question étaient entraînés, non par les moteurs, mais par des turbines actionnées au-dessus de 2.500 m par l'échappement de l'air de la cabine, les moteurs ne fournissant alors qu'un appoint. Des précautions spéciales seraient à prendre pour éviter le givrage de la turbine. La vapeur d'eau contenue dans l'air de la cabine doit se

condenser et l'eau déposée peut geler dans les canalisations et les aubages, pendant le refroidissement consécutif à la détente.

Il serait enfin nécessaire pour avoir un bon rendement d'ensemble que tout l'air introduit dans la cabine par les compresseurs sortît par la turbine et non par des fuites incontrôlables. L'étanchéité des cabines est actuellement trop imparfaite pour qu'un tel système, dont l'étude mérite d'être poussée, soit d'emploi prochain.

6,523.14

Les différentes sources que l'on vient d'énumérer peuvent évidemment être mises simultanément en action dans une même installation. Certains constructeurs, qui adoptent des débits de renouvellement d'air très supérieurs aux minima pour améliorer le confort et pour faire face éventuellement à une aggravation des fuites en service, s'accommodent bien du chauffage par les compresseurs, complété par un mode de chauffage différent.

6,523.2

## EMPLOI DE LA CHALEUR DES MOTEURS

Les moteurs restant actuellement la source de chaleur la plus fréquemment utilisée, nous allons dire un mot des réalisations les plus courantes.

6,523.21

### Réchauffeurs à gaz d'échappement.

On distingue les réchauffeurs directs, où l'air est chauffé par les gaz sans autre intermédiaire qu'une paroi métallique et les réchauffeurs indirects dans lesquels un fluide intermédiaire assure la transmission des calories des gaz à l'air.

6,523.211

#### *Réchauffeurs indirects.*

Les réchauffeurs indirects ont été généralisés sur les avions civils. Ils garantissent contre tout risque de contamination de l'air de la cabine par les gaz toxiques contenus dans les gaz d'échappement.

Le seul fluide intermédiaire utilisé pratiquement est la vapeur d'eau à basse pression (de 1 à 2 kg/cm<sup>2</sup>). L'eau présente des inconvénients (poids, faibles températures). D'autres liquides de plus haute température d'ébullition, mais de plus faible chaleur spécifique, tels que le glycol ont été envisagés mais ne semblent pas avoir été retenus peut-être par raison de sécurité (incendie).

Le système de chauffage à vapeur est lourd, encombrant et requiert des soins constants : vidanges pour éviter le gel, nettoyage, surveillance de la bonne endurance de la chaudière, etc.... La faible efficacité (80° à l'entrée dans la cabine) nécessite de grosses canalisations. En outre la nécessité de placer le vase, le réchauffeur, la chaudière à des niveaux différents, d'étudier convenablement le trajet des canalisations conduit à des servitudes lourdes, lors de la mise en place, même sur les gros hydravions. On peut y échapper mais en compliquant encore l'installation par des tubes d'équilibrage, pompes de circulation, etc...

L'air comme fluide intermédiaire, conduirait à des systèmes plus robustes que les systèmes à vapeur mais plus lourds et plus encombrants à cause de sa faible chaleur spécifique et de la faible valeur du coefficient d'échange calorifique par convection avec la paroi (100.000 à 50.000 pour la vapeur d'eau humide, 1.000 à 5.000 pour l'eau, 20 à 200 pour l'air).

Pratiquement, on remplace à peu près partout maintenant le chauffage indirect par le chauffage direct.

6,523.212

#### *Réchauffeurs directs.*

Les gaz (v. fig. 6,523.212 A) circulent dans un collecteur cylindrique, l'air dans une gaine cylindrique annulaire à contre-courant ou dans le même sens.

L'échange calorifique se fait surtout par convection forcée entre les gaz et la paroi interne du collecteur, par convection forcée entre la paroi externe du collecteur et l'air de chauffage. Il ne faut cependant pas négliger l'effet du rayonnement qui est important aux températures considérées.

On peut citer comme exemple le réchauffeur Bréguet-G. A. L. (v. fig. 6,523.212 B) où, à égale section de passage des gaz, la surface d'échange a été augmentée par rapport à la surface cylindrique en adoptant une forme ondulée en coupe.

Ces réchauffeurs offrent une sécurité insuffisante pour que leur emploi puisse continuer à être admis dans les avions de transport public. Même si les gaz se trouvent en dépression par rapport à l'air, l'introduction de gaz toxiques dans l'air est toujours possible à cause de leur pression dynamique élevée. On ne peut compter sur une sécurité totale de construction dans les conditions très dures où ces appareils fonctionnent. Ils sont, par contre, à recommander pour le chauffage de l'air destiné au dégivrage thermique et partout où l'air chaud qu'ils produisent ne risque pas d'être introduit dans les locaux habités.

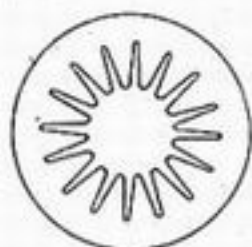
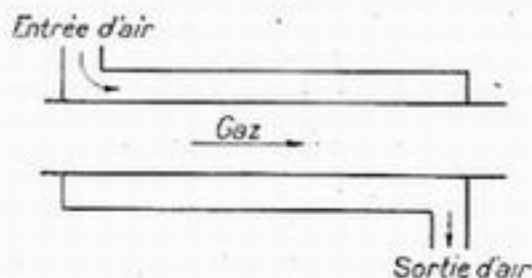
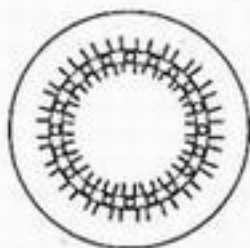


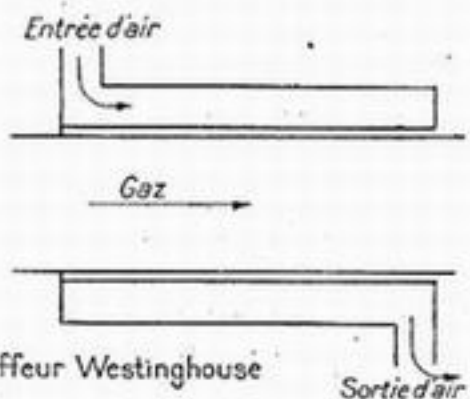
Fig. 6,523.212 B.

Un progrès est constitué dans ce domaine par le réchauffeur Westinghouse (voir fig. 6,523.212 C). Entre la canalisation de gaz et la canalisation d'air qui l'enveloppe, est prévue une capacité annulaire où l'air reste à la pression ambiante. La transmission des calories des gaz à l'air de chauffage se fait non par l'air de cette capacité, ce qui serait d'un mauvais rendement, mais par conduction à travers des masses métalliques soudées entre les parois: la chaleur est captée et transmise à l'air par des ailettes baignant dans les gaz et dans l'air. On voit que cette solution donne une bien meilleure sécurité en cas de crique ou de rupture d'une paroi quelconque.



Réchauffeur direct

Fig. 6,523.212 A.



Réchauffeur Westinghouse

Fig. 6,523.212 C.

Il est très difficile d'évacuer l'air chaud ailleurs que dans la cabine (sans créer une fuite prohibitive) lorsque celle-ci est en surpression. On préfère arrêter purement et simplement la circulation d'air dans le réchauffeur lorsque le chauffage devient excessif. La température du réchauffeur s'élève alors au détriment de sa conservation. Une ventilation artificielle s'impose. Il est prévu que la capacité intermédiaire servira également à cette fin lorsque le réchauffeur sera hors circuit.

En service, les réchauffeurs directs doivent être fréquemment vérifiés. Des mises en pression, au sol, permettent de déceler les fuites possibles.



d'échappement, mérite de se généraliser sur les appareils équipés de moteurs à refroidissement indirect.

Les éléments de radiateurs à distraire du circuit général de refroidissement et à installer dans la cabine, ne représentent qu'une faible partie des radiateurs principaux et n'influent pratiquement pas sur l'économie générale du refroidissement : on peut donc à son gré arrêter le chauffage ou lui donner le maximum d'efficacité sans affecter sensiblement le comportement des moteurs.

Les faibles températures d'air obtenues, de l'ordre de 50°, conduisent à des débits d'air énormes pour fournir la quantité de chaleur demandée (environ 7.000 kg d'air à l'heure pour 50.000 calories). Ces débits conduiraient à un poids et à un encombrement de conduites prohibitifs s'il était nécessaire de les canaliser. Mais justement à cause de la faible valeur de la température de l'air de chauffage, on peut se dispenser de tous aménagements et souffler directement l'air chaud dans la cabine, sans conduite ni canalisations. L'installation devient alors plus légère, moins encombrante que toute autre. Les soufflantes étant installées sous le plancher, de simples orifices convenablement placés permettront d'assurer la distribution désirée sans poids supplémentaire. La cabine n'est traversée par aucune canalisation d'air en pression.

Les conditions d'emploi des radiateurs de chauffage sont un peu différentes des conditions normales car il est nécessaire de limiter la vitesse de passage de l'air dans les faisceaux à une faible valeur (10 m/sec.) pour éviter le bruit et économiser la puissance des ventilateurs qui, placés dans la cabine, doivent forcément être actionnés par une source d'énergie indépendante des moteurs de l'avion.

A titre indicatif, 50.000 calories/heure peuvent être fournies dans les conditions de débit et de température indiquées, sans dépasser une vitesse de 10 m/sec. et sans créer une perte de charge supérieure à 35 mm d'eau (kg/m<sup>2</sup>) par un faisceau classique de 15 dm<sup>2</sup> de surface frontale et de 10 cm de profondeur. On voit que l'on est conduit à des aménagements tout à fait simples.

## 6,524 *DISTRIBUTION DE LA CHALEUR*

### 6,524.1 SCHÉMA GÉNÉRAL

Les calories fournies à l'air de chauffage doivent être rationnellement distribuées dans la cabine. Il importe d'abord que la température soit aussi homogène que possible dans les locaux habités. Chaque élément de cabine doit recevoir un nombre de calories proportionné à la perte locale. Il est nécessaire, en outre, de chauffer spécialement certains éléments d'aménagement (vitres pilotes et passagers, tableau de bord, passages de commandes, voire l'eau de l'office) et ce chauffage est souvent fait par une dérivation du chauffage de la cabine.

Pour mouvoir l'air dans les conduites, il faut disposer, sur son trajet, d'une certaine charge motrice.

#### 6,524.11 Circuit ouvert.

Sur les avions mis en service jusqu'ici, non spécialement étanches, volant rarement au-dessus de 2.500 m, le chauffage a toujours été conçu en circuit ouvert. L'air de chauffage, contribuant ainsi, en totalité, au renouvellement de l'air, est pris à l'extérieur, passe sur les réchauffeurs et est distribué dans la cabine. Un débit d'air égal au débit introduit s'évacue par les fuites. La charge motrice est

fournie par une *prise en pression dynamique* convenablement située, soit dans le nez du fuselage, soit dans le bord d'attaque de l'aile, pas trop près des fuseaux-moteurs.

Sur les avions à cabine étanche, ce mode de chauffage est encore praticable au-dessous de 2.500 m. Il a l'avantage de fournir à bon marché un large renouvellement de l'air. La réduction de l'importance des fuites ne permet plus de compter sur elles pour réaliser l'évacuation de l'air, sans surpression intérieure excessive. Il est alors nécessaire de canaliser la reprise d'air et d'évacuer l'air vicié par un orifice en *dépression dynamique* convenablement situé. Prise d'entrée et orifice de sortie doivent pouvoir être obturés hermétiquement pour le vol au-dessus de 2.500 m, que la cabine soit suroxygénée ou à pression rétablie.

#### 6,524.12 Circuit fermé.

6,524.121 Cependant, sur les avions modernes, le chauffage en circuit fermé se généralise au-dessus de 2.500 m. Avec les cabines suroxygénées, il est nécessaire puisqu'il n'y a pas de renouvellement de l'air. Avec les cabines à pression rétablie, les débits de renouvellement d'air (100 l/min passager au minimum) restent en général trop faibles pour que l'air débité par les compresseurs et réchauffé ensuite puisse assurer, même porté à 300°, les débits calorifiques voulus. Sans doute peut-on arriver à chauffer de cette manière, en augmentant les débits (Cf. 6,523.14). Mais il a paru jusqu'ici plus économique de reprendre de l'air dans la cabine, de le faire passer sur les réchauffeurs et de l'introduire à nouveau, ainsi réchauffé, dans la cabine. La charge motrice est alors fournie en général par des ventilateurs, parfois par des trompes.

L'existence du réseau de canalisations agencées avec leurs ventilateurs conduit naturellement à l'utiliser également au-dessous de 2.500 m. On n'est plus ainsi astreint à prendre l'air en pression dynamique et à l'évacuer en dépression dynamique intégrale, ce qui permet de placer les orifices d'entrée et de sortie à l'endroit le plus commode. En général, la même installation sert donc à toute altitude, la proportion d'air frais étant seulement différente selon que l'on est au-dessous ou au-dessus de 2.500 m.

6,524.122 Le schéma d'ensemble de la circulation d'air d'une installation de conditionnement comprend donc, en général, en se limitant aux appareils qui intéressent le réglage de la température :

- un ventilateur;
- un réchauffeur;
- éventuellement un mélangeur destiné à abaisser la température de l'air à 130° au plus avant son entrée dans la cabine;
- des conduites de transport et des bouches de distribution;
- une gaine de reprise d'air et de retour au ventilateur.

L'installation est compliquée par :

- des vannes, by-pass, etc... avec leurs commandes automatiques ou manuelles, des instruments de contrôle permettant de régler le chauffage ou de le supprimer totalement à la demande;
- tous les accessoires intéressant les autres facteurs du conditionnement de l'air (humidificateurs, épurateurs, silencieux, distributeurs d'oxygène);
- des dispositifs de sécurité.

L'installation est autant que possible dédoublée pour la sécurité, la distribution devant être conçue pour assurer une température homogène dans toute la cabine en cas de panne ou d'indisponibilité d'un demi-réseau.

Ce schéma-type peut évidemment comporter des variantes. Ainsi, un premier ventilateur peut assurer la circulation, dans les réchauffeurs, de l'air de renouvellement mélangé à la quantité d'air de la cabine juste nécessaire pour obtenir le débit de chaleur demandé (faible débit, grande perte de charge), un autre ventilateur (doublé) peut assurer le mélange de l'air très chaud fourni par le premier avec l'air de la cabine puis la circulation et la distribution de cet air qui se trouve à 100° environ (grand débit, faible perte de charge). L'ingéniosité des construc-

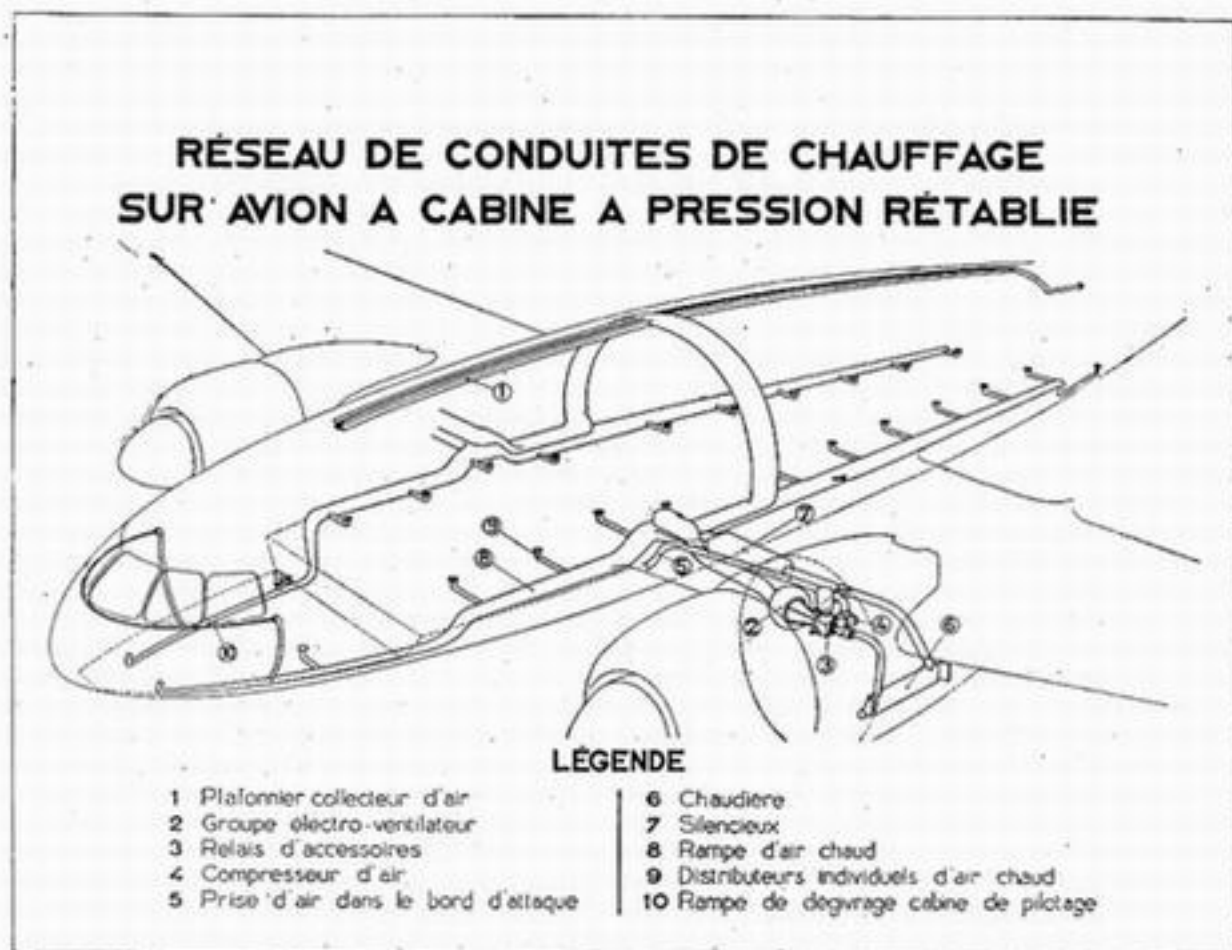


Fig. 6,524.122.

Conditionnement de l'air sur SO 30 R.

teurs peut se donner libre cours dans le but d'obtenir la plus grande économie de poids, d'encombrement, de force motrice.

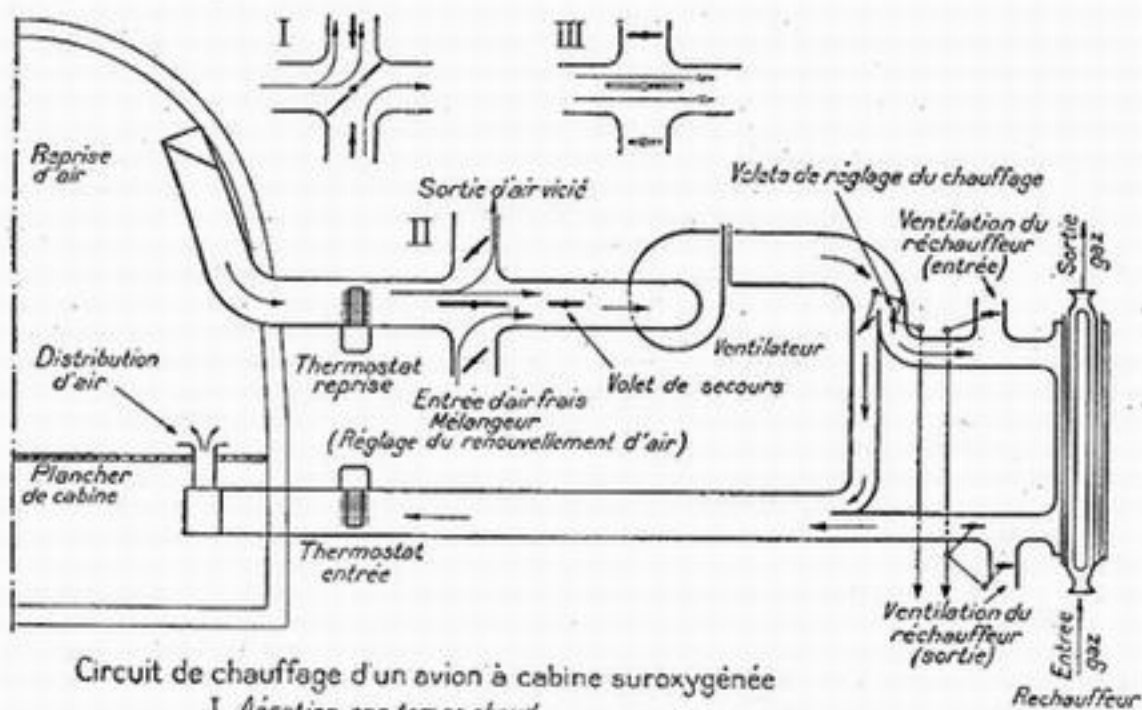
La figure 6,524.122 représente une installation fort simple dessinée pour un avion à cabine à pression rétablie (SO30 R). L'air de renouvellement fourni par le compresseur 4 est mélangé à l'air de la cabine (repris au niveau du plafond par le ventilateur 2) envoyé dans le réchauffeur 6, puis dirigé vers la cabine après passage dans un silencieux 7, enfin distribué au niveau du plancher. L'appareillage pour la ventilation au-dessous de 2.500 m., le réglage du chauffage, ainsi que les différents accessoires, commandes, contrôles, ne sont pas représentés.

6,524.123

La figure 6,524.123 représente schématiquement le principe d'une installation destinée à un appareil à cabine suroxygénée. Plusieurs séries de vannes commandées automatiquement par des électrovannes actionnées elles-mêmes par des thermostats (le schéma électrique et le schéma d'air comprimé ne sont pas représentés) permettent l'un quelconque des trois modes de fonctionnement suivants :



a) En dessous de 2.500 m : aération sans chauffage (les programmes imposent un minimum de 500 l/min/passager). L'air circule en circuit ouvert activé par le ventilateur. Le réchauffeur est hors circuit mais ventilé par un circuit annexe, l'air chaud étant évacué à l'extérieur.



Circuit de chauffage d'un avion à cabine suroxygénée

- I. Aération per tempo chaud
- II. Chauffage en dessous de 2500m.
- III. Chauffage au-dessus de 2500m.

Fig. 6,524.123.

b) En dessous de 2.500 m : chauffage. L'air est repris dans la cabine au niveau du plafond, mélangé avec l'air de renouvellement, aspiré à l'extérieur dans un mélangeur par le ventilateur placé en aval (les programmes imposent 350 l/min/passager), envoyé en partie ou en totalité dans le réchauffeur et enfin distribué au niveau du plancher.

c) Au-dessus de 2.500 m : isolement total de l'extérieur, chauffage en circuit fermé, le réglage de la température étant fait en shuntant plus ou moins le réchauffeur.

## 524.2 CALCUL DES CONDUITES

### 524.21 Principes de calcul. Pertes de charge.

Rappelons que l'écoulement de l'air sous très faible excès de pression est régi par l'équation de continuité :

$$\rho_0 V_0 S_0 = \rho_1 V_1 S_1 = \text{constante}$$

et par l'équation de Bernoulli, qui s'écrit ici (puisque'il n'y a ni travail extérieur ni différence de niveau appréciable) :

$$\frac{V_0^2}{2g} + \frac{P_0}{\rho_0} = \left( \frac{V_1^2}{2g} + \frac{P_1}{\rho_1} \right) = \mathcal{C}_r$$

$\mathfrak{E}_1$ , travail des résistances passives rapporté à 1 kg d'air, s'appelle la perte de charge entre le point  $A_0$  et le point  $A_1$ .

Les résistances passives proviennent :

— des accidents rencontrés sur le trajet de l'air : changements de direction, changements de section, bifurcations, résistances diverses, etc... Une partie de l'énergie de la veine est dissipée dans la force vive des remous, tourbillons, qui prennent naissance.

— du frottement de l'air sur les parois des conduites.

Habituellement (dans la distribution du gaz de ville notamment), la perte par frottement l'emporte de beaucoup sur la perte par coudes, branchements, etc... Dans les installations à bord d'avion, pas toujours bien adaptées, celle-ci l'emporte en général sur celle-là.

Quelle que soit son origine on convient de représenter la perte de charge entre une section  $A_0$  et une section  $A$  par une expression de la forme :

$$\mathfrak{E}_1 = \lambda \frac{V^2}{2g}$$

#### 6,524.211 Formes des conduites.

La pression statique perdue dans un coude à  $90^\circ$  à angle vif est à peu près égale à la pression dynamique :  $\lambda = 1$ . On réduit très notablement la valeur de  $\lambda$  en arrondissant le coude : si le rayon de courbure moyen dépasse trois fois le diamètre,  $\lambda$  devient égal à 0,08.

A l'élargissement brusque d'une conduite, la force vive perdue est égale (par kg de fluide) à :

$$\frac{(V_1 - V_0)^2}{2g}$$

La perte de charge due au rétrécissement brusque d'une conduite est égale à la moitié de la pression dynamique aval ( $\lambda = 1/2$ ).

Si la section change progressivement, il en est de même de la vitesse et de la pression. Il ne se produit ni chocs ni remous. Il n'y a pas d'autre perte de charge que celle due au frottement.

#### 6,524.212 Frottement.

Cette perte de charge n'est pas en toute rigueur proportionnelle au carré de la vitesse du fluide.

Chaque technique particulière a eu recours à l'expérience pour fixer les valeurs de  $\lambda$  à introduire dans les calculs. Dans le domaine qui nous intéresse : vitesses comprises entre 5 et 20 m/sec, diamètres équivalents compris entre 5 cm et 20 ou 30 cm, on peut recommander les chiffres moyens suivants, en désignant par  $[P]$  le périmètre de la canalisation de section  $S$  et de longueur  $l$  :

Diamètre équivalent $\frac{4 S}{[P]}$	0,05 m	0,10 m	0,15 m	0,20 m	0,30 m
Valeur de $\lambda \frac{S}{[P] \times l}$	0,012	0,009	0,007	0,0065	0,006

On voit que pour une section circulaire constante de 5 cm de diamètre,  $\lambda$  est sensiblement égal à  $l$  : la pression statique diminue de la valeur de la pression dynamique après 1 mètre de parcours. Si la vitesse est grande, le déplacement de l'air peut donc devenir très coûteux.

#### 6,524.22 Tracé du réseau. Dimensionnement des conduites.

Le premier problème est de placer convenablement dans l'avion les différents appareils prévus sur le circuit jusqu'à la distribution dans la cabine : prise d'air en pression ou en dépression dynamique, ventilateur, réchauffeur, mélangeur, silencieux, etc...

Ensuite, on reliera les appareils entre eux et on assurera la distribution adéquate, par des canalisations de forme et de dimensions convenables pour :

- réduire au minimum les pertes de charge,
- éviter d'encombrer par des canalisations volumineuses les parties de l'avion normalement utilisées par d'autres aménagements qui doivent rester d'accès facile;
- éviter de nuire à l'esthétique de la cabine.

Il ne faut pas dépasser, dans la cabine, une vitesse de circulation d'air de 10 mètres par seconde, sous peine de bruit excessif.

Par contre, à l'extérieur de la cabine on peut atteindre des vitesses de l'ordre de 15 ou 20, voire 30 mètres par seconde, à condition de placer un silencieux sur le trajet de l'air, juste avant son entrée dans la cabine.

Cette limitation de la vitesse a l'avantage de diminuer les pertes de charge, et donc d'économiser la puissance nécessaire pour faire circuler l'air.

Elle a corrélativement un inconvénient : elle conduit à des canalisations de grande section. C'est pourquoi l'aménagement de l'avion au point de vue du conditionnement de l'air, qui peut paraître en soi secondaire, pose souvent, même sur les gros appareils, des problèmes difficiles, dont la solution ne peut être trouvée qu'en revoyant l'ensemble des autres aménagements intéressés de l'avion pour aboutir au meilleur compromis, à la plus grande économie, à la fabrication la plus simple. On ne doit plus voir d'énormes canalisations faire le tour de longerons, de cadres principaux, etc..., parce que le trajet direct conduisait à percer dans ces éléments des trous, inadmissibles pour leur résistance.

#### 6,524.23 Équilibrage du circuit.

En pratique, on choisit, en général, les sections dans chaque tronçon de manière qu'au débit volumétrique maximum la vitesse de circulation soit égale à la valeur maximum admise. On réalise donc le poids et l'encombrement minimum. Cette solution simple conduit cependant à une mauvaise utilisation de la puissance motrice des ventilateurs. En effet, ce calcul ne fait à aucun moment intervenir les coefficients de perte de charge propres à chaque circuit. Dans un réseau ainsi dimensionné, la loi de répartition prévue ne se réalisera pas en pratique : la vitesse dépassera la vitesse prévue dans les conduites les moins résistantes de telle manière que la perte de charge réelle entre ventilateur et cabine reste la même quel que soit le trajet de l'air.

Pour arriver au résultat cherché, il faudra alors obturer plus ou moins les canalisations les moins résistantes de manière à forcer l'air vers les conduites où le débit était insuffisant. Il faudra, en fin de compte, introduire artificiellement des pertes de charge sur toutes les conduites sauf celle qui naturellement est la



plus résistante. Cette opération s'appelle équilibrer le circuit. Elle est faite par tâtonnements sur l'installation terminée.

Chaque fois qu'on introduit ainsi une perte de charge nouvelle sur un élément du circuit, on diminue le débit général. Pour le retrouver, la puissance des ventilateurs doit être accrue. Le complément de puissance sert à vaincre ces pertes de charge artificielles et est perdu.

Il serait plus rationnel de chercher à obtenir la répartition de débit désirée en élargissant les canalisations qui résistent le plus, au lieu d'étrangler celles qui résistent le moins. Mais, comme cette opération ne peut se faire a posteriori, il faudrait la faire d'avance sur le papier en étudiant toutes les canalisations au mieux pour la réduction des coefficients de pertes de charge, sans équilibrage.

## 6,524.3 DÉTAILS DE RÉALISATION

### 6,524.31 Ventilateurs.

Nous renvoyons à ce sujet aux ouvrages spécialisés. Bornons-nous aux indications suivantes :

La puissance nécessaire est en chevaux

$$W = \frac{1}{75 \eta} P H = \frac{1}{75 \eta} D \Delta p$$

P débit pondéral en kg par seconde;

D débit volumétrique en m<sup>3</sup> par seconde;

H charge motrice nécessaire (exprimée en mètres de gaz) pour assurer la circulation amont et la circulation aval, calculée en pratique sur la conduite la plus longue ou la plus accidentée avec les vitesses maxima de circulation admissibles;

$\Delta p$  pression motrice exprimée en kg/m<sup>2</sup> ou mm d'eau :  $\Delta p = \rho H$ .

$\eta$  rendement (pratiquement de l'ordre de 0,5).

Les ventilateurs sont du type centrifuge, les charges auxquelles on arrive étant en général excessives pour permettre l'emploi avec un rendement acceptable de ventilateurs hélicoïdes.

La puissance est proportionnelle au débit volumétrique. On placera donc toujours les ventilateurs en amont et non en aval des réchauffeurs.

La puissance, à ouverture constante du circuit, étant proportionnelle au cube de la vitesse de rotation, des précautions sont à prendre, en cas d'entraînement par le moteur. Si l'entraînement a été calculé juste pour le régime de croisière, il risque de rompre au décollage, en survitesse. Il faut donc, soit prévoir un débrayage au décollage, soit réduire artificiellement, par un vannage approprié, le coefficient de débit.

### 6,524.32 Conduites.

Les conduites sont en général en alliage léger. Dans la cabine, la section rectangulaire est préférée à la section circulaire pour des raisons de facilité de fabrication et de commodité d'aménagement. Au dehors, la section circulaire doit être préférée pour les cabines à pression rétablie afin d'améliorer la tenue à la pression.

Les conduites doivent être calorifugées hors de la cabine, d'autant mieux que la température de l'air y est plus élevée.

Les conduites véhiculant de l'air à température variable d'un instant à l'autre, selon les besoins du chauffage, sont appelées à se déformer. Il faut prévoir des réserves de dilatation. Il est, en outre, utile de les agencer pour un démontage facile et de prévoir des portes de visite locales.

#### 6,524.33 Commandes et contrôles.

On s'arrange pour que la régulation de la température soit automatique de manière à décharger l'équipage de tout souci à cet égard et à éviter les réclamations contradictoires des passagers. Des thermostats placés sur la distribution et sur la reprise permettent d'assurer la progressivité voulue. Ils peuvent être d'ailleurs réglés à la demande au cours du vol. Selon qu'ils partent d'un pays froid ou d'un pays chaud, les passagers plus ou moins chaudement vêtus, peuvent désirer dans l'ensemble une température plus basse ou plus élevée que 20°.

Des commandes manuelles de secours sont prévues. L'ensemble doit être simple pour que les manœuvres à faire puissent être dans tous les cas confiés à un steward sans compétence technique.

#### 6,524.34 Préconditionnement au sol.

Par temps froid, la température d'équilibre dans la cabine d'un avion stationnant à l'extérieur ou dans un hangar non chauffé, est la température extérieure. Elle peut atteindre — 30°.

Par temps chaud, si, en outre, la cabine est exposée au rayonnement solaire, la température intérieure peut dépasser notablement la température extérieure. Des températures de l'ordre de 60° ont été constatées sur des terrains coloniaux.

On évite d'infliger ces températures aux passagers, au départ d'un vol, grâce à des groupes dits de préconditionnement, sur remorques tractées, permettant de porter la température intérieure des cabines à 15 ou 20° en moins de quinze minutes, quelle que soit la température extérieure.

Les orifices d'adaptation correspondants doivent évidemment être prévus dès la conception de la cabine.

On notera que le but à atteindre n'est pas seulement de porter à 20° la température de l'air, mais, en outre, celle de l'ensemble des aménagements intérieurs de l'avion, fauteuils, tapis, cloisons, revêtements, faute de quoi, évidemment, le refroidissement ou le réchauffage réalisé ne se maintiendrait pas. La capacité calorifique de ces ensembles sans être énorme est appréciable.

#### 6,524.35 Réfrigération en vol.

Les avions de transport public construits avec des cabines à pression rétablie sont équipés de compresseurs d'air qui, au-dessous de 2.500 m, sont pratiquement inutilisés. C'est précisément dans cette zone d'altitudes que l'on peut avoir besoin de refroidir. Il vient immédiatement à l'esprit d'installer alors une machine frigorifique à air comprimé, en utilisant le compresseur à cette fin : l'air comprimé, porté à une température élevée par la compression, serait refroidi dans un échangeur jusqu'à la température extérieure, puis détendu dans une turbine jusqu'à la pression extérieure. L'air, à la sortie de la turbine, pourrait ainsi atteindre une température très inférieure à la température extérieure si les

rendements sont bons. On décrit ainsi un cycle de Watt (deux adiabatiques, deux isobares) en sens inverse. L'air frais peut être envoyé dans la cabine et contribuer ainsi au renouvellement, qui de ce fait peut d'ailleurs être réduit.

La turbine est motrice. Accouplée avec le compresseur, la puissance motrice à fournir pour l'ensemble est la différence entre la puissance de compression et la puissance de détente. L'appareil est économique.

La question a déjà dépassé le stade de la spéculation pure, puisqu'on annonce d'Amérique que Lockheed, entre autres, aurait déjà mis au point des groupes refroidisseurs basés sur ce principe, dont il se propose d'équiper ses avions de transport « Constellation » et « Constitution ».

## 6,525 *PRESSION ET RENOUVELLEMENT DE L'AIR*

### 6,525.1 CABINES SUROXYGÉNÉES

Pour les raisons indiquées en 6,521.22 la suroxygénation ne serait envisageable que pour moderniser des appareils de conception ancienne, en les rendant aptes, pendant une durée d'ailleurs assez courte, au vol commercial au-dessus de 2.500 m, jusqu'à 5.000 ou 6.000 m.

6,525.11 Pour éviter le gaspillage de l'oxygène, il est nécessaire de réaliser une cabine bien étanche à égale pression intérieure et extérieure : les pressions et dépressions locales sur les parois de la cabine qui prennent naissance dans le vol, ne doivent pas provoquer d'entrées et de sorties d'air.

Pour éviter les surpressions ou dépressions qui pourraient prendre naissance, en montée ou en descente rapides, il est obligatoire d'installer des orifices de sécurité destinés à égaliser les pressions extérieures et intérieures.

Au cours d'une montée de 2.500 à 6.000 m, la cabine doit perdre par ces orifices 40 % de la masse d'air qu'elle contenait à 2.500 m. L'oxygène qui avait été infusé dans cet air est perdu avec lui. Le mauvais rendement de la suroxygénation est mis en évidence par le fait suivant : avec une réserve de 10 bouteilles pour 20 passagers, l'avion pourra faire une montée de 2.500 à 6.000 m, non deux.

En descente, la pression partielle d'oxygène se maintient obligatoirement constante, si la cabine est bien étanche, puisque, l'air pouvant seulement entrer dans la cabine, non en sortir, aucune sortie d'oxygène n'est possible.

6,525.12 Une installation de suroxygénation correcte devrait être automatique. Mais, faute d'analyseur-doseur conçu pour l'utilisation pratique en vol, la régulation est prévue commandée, avec contrôle du débit. Il faut encore majorer les réserves à emporter, pour tenir compte des erreurs de manœuvre certaines.

Des doseurs chimiques ou magnétiques (la susceptibilité paramagnétique de l'oxygène est 100 fois plus élevée que pour les autres gaz) sont à l'étude.

### 6,525.2 CABINES A PRESSION RÉTABLIE

#### 6,525.21 Généralités.

6,525.2 1 La manière a priori la plus simple de concevoir le rétablissement en altitude



de la pression de 2.500 m consisterait à réaliser une capacité parfaitement étanche et à l'isoler de l'extérieur dès que l'altitude de 2.500 m serait franchie en montée, en absorbant les impuretés et en fournissant de l'oxygène, en quantité d'ailleurs bien moindre que dans les cabines suroxygénées, puisqu'il suffit ici de compenser la respiration des occupants.

En fait, l'étanchéité absolue est irréalisable : la pression baisserait d'autant plus que l'altitude de vol serait plus grande, la durée du vol plus longue et la cabine moins neuve. Les dispositifs d'épuration sont lourds et encombrants ainsi que les réserves d'oxygène. On n'a enfin aucune sécurité en cas d'accident, même bénin. Cette solution ne peut être envisagée que pour des avions expérimentaux.

6,525.212

Puisque les fuites existent inévitablement, elles doivent être compensées. L'emport d'air comprimé à bord est une solution à rejeter dès qu'il s'agit de vols d'assez longue durée.

On a suggéré d'utiliser pour l'air de renouvellement, l'air provenant des compresseurs des moteurs lorsque les moteurs sont à carburateur soufflé, ou à injection directe d'essence dans les cylindres. Un moteur de 900 CV débite en effet à peu près 60 kg d'air à la minute; le prélèvement nécessaire pour la cabine serait négligeable. Dans l'état actuel de la technique des moteurs, ces propositions sont à écarter. Les compresseurs des moteurs ne sont pas étudiés pour fournir l'air pur de toute trace d'huile demandé pour l'alimentation des passagers. D'ailleurs les débits pourraient devenir insuffisants dans une descente moteurs réduits. On est donc conduit de toute façon à utiliser un compresseur de cabine.

6,525.213

Il suffirait a priori de prévoir un compresseur juste assez largement dimensionné pour rester suffisant à l'usage. Avec une cabine suffisamment étanche un compresseur de faible puissance et de faible encombrement conviendrait, mais il faudrait prévoir, en outre, des circuits d'épuration analogues à ceux des cabines suroxygénées (v. ci-après, en 6,525.31).

On a préféré aller plus loin et dimensionner les compresseurs de manière à assurer le balayage de l'air avec un débit suffisant pour qu'il ne soit plus théoriquement nécessaire d'épurer. Nous savons que le débit minimum, à cette fin, doit être, d'après les programmes français actuels, calculé sur la base d'un renouvellement de l'air de 125 gr/min par passager. Les compresseurs se trouvent dimensionnés par la condition de fournir au moins le débit minimum, sous la pression de 2.500 mètres, à l'altitude maximum de vol en service de l'appareil.

Finalement, les débits d'air fournis par les compresseurs ainsi calculés n'ont aucun rapport avec les fuites de l'avion. Il faudra donc en général prévoir, pour évacuer l'air apporté en excès par les compresseurs, et éviter d'atteindre des surpressions dangereuses pour la résistance de la cabine, des dispositifs spéciaux dont nous parlerons plus loin en 6,525.23.

6,525.214

L'existence nécessaire des compresseurs de cabine pour le vol au delà de 2.500 mètres, conduit les ingénieurs à rechercher la meilleure utilisation de ces dispositifs à toute altitude.

a) Le débit de renouvellement de l'air imposé au-dessous de 2.500 m en période de chauffage est de 430 gr par min et par passager. Normalement, ce air peut être introduit par une prise en pression dynamique en circuit ouvert, par l'aspiration des ventilateurs en circuit fermé. Mais il est possible qu'un

compresseur établi pour donner 125 gr par min-passager à l'altitude de vol maximum de l'avion, fournisse facilement le débit demandé de 430 gr par min/passager au-dessous de 500 mètres, alors qu'il n'a aucune surpression appréciable à vaincre. Les compresseurs peuvent alors servir au renouvellement de l'air à toutes altitudes, solution susceptible de simplifier les installations.

Il ne semble cependant pas qu'on puisse éviter des installations spéciales pour le renouvellement de l'air par temps chaud (minimum : 600 gr par min/passager).

b) Nous avons mentionné en 6,523.13 qu'on pouvait envisager l'emploi de compresseurs de mauvais rendement pour le chauffage des cabines, combinés ou non avec un autre mode de chauffage.

c) Nous avons également signalé en 6,524.35 que les compresseurs de cabine pouvaient constituer l'élément « compresseurs » de machines frigorifiques à air comprimé, pour la réfrigération des cabines en-dessous de 2.500 m.

## 6,525.22 Compresseurs de cabine.

### 6,525.221 Généralités.

6,525.221.1 Le rapport de compression  $\tau$ , rapport de la pression de l'air à la sortie du compresseur à sa pression à l'entrée, croît très rapidement avec l'altitude (1 à 2.500 m; 1,58 à 6.000 m; 2,83 à 10.000 m; 6,22 à 15.000 m).

Certains types de compresseurs s'accommodent mal de rapports de compression élevés. Il faut alors multiplier les étages de compression. Un étage suffit toujours jusqu'à 6.000 m. Trois étages peuvent être nécessaires pour 12.000 m.

La température de l'air à la sortie du compresseur peut atteindre des valeurs élevées.

Il faut donc refroidir le compresseur aux grandes altitudes, à la fois pour lui conserver une bonne endurance, pour diminuer la puissance absorbée, et pour éviter d'introduire de l'air chaud dans la cabine lorsqu'il n'est pas nécessaire de chauffer énergiquement.

6,525.221.2 La loi qui lie le débit au rapport de compression dépend du type de compresseur : volumétrique ou centrifuge.

Le réglage du débit ne s'impose pas comme un but à atteindre puisque, lorsqu'il n'existe pas, le confort, juste suffisant au plafond de l'avion, ne peut qu'être amélioré aux altitudes inférieures. Ce sont des considérations d'ordre technique qui ont conduit à l'envisager. Il est pratiquement nécessaire lorsque l'on emploie des compresseurs centrifuges entraînés par les moteurs de l'avion, car la puissance absorbée par ces compresseurs croît proportionnellement au débit. Il peut être indiqué, d'une manière générale, lorsque l'on désire éviter l'hypertrophie des valves d'échappement, ou économiser la puissance des réchauffeurs, quand l'air comprimé est à une température inférieure à 20°, ce qui peut être le cas au-dessous de 6.000 m. Nous étudierons ci-après les modalités optima de ce réglage selon le type des compresseurs.

6,525.221.3 L'entraînement des compresseurs de cabine est actuellement assuré par les moteurs de l'avion, ce qui a l'inconvénient d'asservir la vitesse de rotation des compresseurs à celle des moteurs de vol — inconvénient particulièrement grave dans le cas de compresseurs centrifuges (v. ci-après en 6,525.223. 2).

L'entraînement par groupes moteurs de servitude ou par moteurs électriques, s'imposera dès qu'il sera possible. Il évitera l'asservissement signalé de la vitesse de rotation des compresseurs à celle des moteurs et donnera en outre beaucoup plus de latitude pour l'aménagement à bord d'avion.

6,525.221.4 L'air fourni par les compresseurs de cabine doit être *exempt de toute odeur*, donc de toute trace d'huile. C'est là la nouveauté, et la principale difficulté du problème. L'efficacité des épurateurs possibles n'est réelle que si l'entraînement d'huile par le compresseur est lui-même très faible.

Le bruit produit dans la cabine doit être faible. Le compresseur sera à cette fin suspendu élastiquement. En outre, un silencieux transformant l'écoulement pulsatoire de l'air en écoulement continu est à prévoir sur le refoulement des compresseurs volumétriques.

Le compresseur doit être adapté pour le nombre maximum d'occupants et l'altitude maxima de vol.

### 6,525.222 Différents types de compresseurs.

#### 6,525.222.1 Compresseurs volumétriques.

Leur débit est proportionnel à la cylindrée  $A$ , à la vitesse de rotation  $N$ , à la pression d'admission  $p$  et au rendement volumétrique  $\eta_v$ . Il est inversement proportionnel à la température absolue  $T$  de l'air admis et au rapport de compression :

$$P = k \eta_v \frac{1}{\epsilon} \frac{A_0 N}{T}$$

La *puissance absorbée* est également proportionnelle à la cylindrée et à la vitesse de rotation. Nulle ou faible lorsque le compresseur déplace l'air sans le comprimer ( $\epsilon = 1$ ), elle augmente lorsque le rapport de compression augmente, suivant une loi  $f(\epsilon)$  qui dépend du cycle de compression

$$W = k' \frac{\eta_v}{\eta_m} A_0 N f(\epsilon)$$

Le rendement mécanique  $\eta_m$  tient compte des frottements divers.

Ces compresseurs donnent donc le plus grand débit et absorbent la plus faible puissance lorsque le rapport de compression est minimum. Il faut donc toujours les utiliser avec des circuits largement ouverts et régler leur débit, s'il y a lieu, soit en faisant varier leur vitesse de rotation, soit en dérivant le débit en excès à l'extérieur de la cabine, non en utilisant des papillons de réglage sur l'aspiration, qui augmentent le rapport de compression.

L'*élévation de la température de l'air* dans les compresseurs volumétriques est à peu près proportionnelle à la température absolue  $T_1$  de l'air admis, et croît, lorsque le compresseur n'est pas refroidi, comme l'expression :

$$T_1 \left( \epsilon^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right)$$

Elle est nulle ou faible lorsque le compresseur déplace l'air sans le comprimer.



L'air fourni par les compresseurs peut sans inconvénient être envoyé dans la cabine au-dessous de 2.500 m, même par temps chaud.

Les réalisations les plus employées sont :

a) *Les compresseurs à piston.*

Ces compresseurs sont remarquablement étanches à l'huile, mais s'accommodent mal de vitesses de rotation élevées : pour les gros débits, ils sont donc forcément lourds et encombrants.

Leur fréquence de pulsation est basse. Le bruit est particulièrement désagréable, et difficile à absorber. Il est nécessaire de disposer un silencieux sur le refoulement.

b) *Les compresseurs rotatifs.*

Cette désignation englobe les compresseurs du genre pompe à palettes, pompe à engrenages, compresseur Roots, etc...

L'étanchéité à l'huile est obtenue en évitant tout frottement, donc toute nécessité de graissage, entre le rotor et le stator : les parties mobiles laissent entre elles et le corps de pompe un jeu, le plus faible possible (quelques centièmes de millimètre) mais assez grand pour qu'en aucun régime de fonctionnement, le contact ne puisse être établi. L'usinage en est rendu délicat.

Les compresseurs rotatifs s'accommodent évidemment de vitesses de rotation plus élevées que celles des compresseurs à piston (2.000 tours/minute, voire 4.000). La fréquence des pulsations d'air est également plus grande et le bruit plus facile à absorber.

### 6,525.222.2 *Compresseurs centrifuges.*

Leur débit est à peu près proportionnel à la vitesse de rotation, à ouverture du circuit et rapport de compression constants.

Il diminue lorsque le rapport de compression augmente. On ne peut cependant, avec un compresseur donné, réduire à volonté le débit en augmentant le rapport de compression. Celui-ci, à vitesse de rotation donnée, ne dépasse pas une valeur maxima  $\epsilon_{\max}$ , au voisinage de laquelle le fonctionnement devient instable. Le compresseur « pompe ». Il se désamorçait et s'amorce successivement, produisant des vibrations dangereuses pour son endurance.

Le pompage doit, si le compresseur est bien adapté et tourne à son régime d'endurance, se produire juste au-dessus du plafond en service de l'avion, circuits ouverts au maximum.

Il peut se manifester à toute altitude si l'on cherche à diminuer exagérément le débit en augmentant la perte de charge sur l'aspiration ou le refoulement, c'est-à-dire le rapport de compression réel.

La puissance absorbée, lorsque le compresseur n'est pas refroidi, est proportionnelle au débit et au carré de la vitesse de rotation.

$$W = k P N^2.$$

A rapport de compression donné, elle varie donc comme le cube de la vitesse de rotation.

De ces lois découlent les servitudes d'emploi des compresseurs centrifuges.

Un débit donné sera obtenu le plus économiquement à chaque altitude, en ouvrant les circuits au maximum et en diminuant le nombre de tours. Ce mode de réglage, qui est le seul bien adapté aux conditions de fonctionnement des com-

presseurs centrifuges, est malheureusement impraticable lorsque le compresseur est entraîné par le moteur, ce qui est le cas général actuellement.

Le réglage du débit s'impose cependant, car ici, à l'inverse de ce qui se passe pour un compresseur volumétrique, la puissance augmente à *vitesse de rotation constante*, lorsque le débit augmente. A ouverture constante du circuit, elle prendrait des valeurs excessives aux faibles altitudes, notamment au-dessous de 2.500 m où le rapport de compression est minimum ( $\varepsilon = 1$ ) donc le débit maximum.

Le mode de réglage qui convient est d'agir sur l'ouverture du circuit par un *papillon réglable* : on le place en général sur l'aspiration. Il est réglé de manière à maintenir à l'amont, à toutes altitudes, la pression de l'altitude maximum de vol. On fonctionne ainsi à débit, rapport de compression, puissance absorbée constants, égaux aux valeurs correspondantes du plafond. Le mode de réglage préconisé pour les compresseurs volumétriques (by-passage vers l'extérieur de l'excédent de débit) n'aurait évidemment aucune efficacité.

Le rendement dans ces conditions est mauvais aux faibles altitudes. C'est pourquoi, à défaut du réglage continu de la vitesse de rotation, on a envisagé des *compresseurs à deux vitesses*, avec passage automatique d'une vitesse à l'autre lors du franchissement en montée d'une altitude déterminée.

Au décollage en survitesse, une puissance notable est prélevée en pure perte sur la puissance motrice. Même en réduisant le débit à la valeur juste suffisante pour éviter le pompage, la puissance absorbée reste grande. Il faut un embrayage-débrayage automatique.

Ces complications : limiteur de débit, boîte de vitesses, embrayage-débrayage, n'existent pas pour un compresseur volumétrique. Elles ne valent bien entendu que dans la mesure où les compresseurs sont entraînés par les moteurs de l'avion. A partir du moment où l'on peut régler à volonté leur vitesse de rotation, l'emploi des compresseurs centrifuges se présente aussi simplement que l'emploi des compresseurs volumétriques.

L'élévation de la *température de l'air* dans le compresseur peut être exprimée en fonction seulement de la vitesse de rotation et croît théoriquement comme  $N^2$  :

$$T_2 - T_1 = k' N^2.$$

Au sol, lorsque le compresseur déplace seulement l'air ( $\varepsilon = 1$ ) elle est donc, si l'entraînement est fait par les moteurs, approximativement la même qu'à l'altitude maxima d'adaptation.

On ne peut donc songer à envoyer dans la cabine par temps chaud l'air refoulé par les compresseurs, au-dessous de 2.500 m. Il faut l'évacuer à l'extérieur ou arrêter le compresseur. C'est une nouvelle raison pour l'adaptation d'un débrayage lorsque le compresseur est entraîné par les moteurs.

Pratiquement, un compresseur centrifuge doit être prévu à un étage pour un rapport de compression allant jusqu'à 1,5, à deux étages pour un rapport de compression allant jusqu'à 2,25, à trois étages pour un rapport de compression allant jusqu'à 3,4.

La vitesse de rotation du rotor peut dépasser 10.000, même 20.000 tours par minute.

L'*étanchéité à l'huile* est assurée dans les mêmes conditions que celles des compresseurs volumétriques rotatifs. Le problème est cependant notablement plus difficile, d'une part parce que l'aspiration de l'air est axiale au lieu d'être latérale, d'autre part parce que les vitesses de rotation sont beaucoup plus élevées et exigent une meilleure lubrification. Le réglage du débit par un limiteur placé sur l'aspiration complique notablement le problème car la dépression artificielle créée sur l'aspiration appelle l'huile de l'extérieur vers l'intérieur. Le réglage au

moyen d'un papillon sur le refoulement pourra donc s'imposer. Il a l'inconvénient de déplacer en fonction de l'altitude le point de fonctionnement du compresseur, donc de rendre plus difficile l'adaptation correcte à toute altitude.

*La fréquence du son* produit par le compresseur est élevée. Le bruit est donc facile à absorber.

L'encombrement et le poids sont plus faibles que ceux des compresseurs volumétriques.

Le compresseur centrifuge est certainement préférable aux compresseurs volumétriques lorsque l'entraînement est indépendant des moteurs de l'avion. Il doit s'imposer dans tous les cas pour les grands débits et les grands rapports de compression.

### 6,525.23 Valves d'échappement.

L'objet de ces dispositifs est d'évacuer l'air de renouvellement apporté par les compresseurs, de manière à maintenir à l'intérieur de la cabine la pression désirée, déduction faite de la partie déjà évacuée par les fuites inévitables de la cabine.

#### 6.525.231 *Principe.*

En dessous de 2.500 m, il faut évacuer au minimum 500 l/min/passager par temps chaud, 350 l/min/passager par temps froid lorsque les dispositifs de chauffage sont en action. En fait, les débits peuvent être utilement beaucoup plus élevés, notamment par temps chaud. Très souvent, l'évacuation de cet air n'est pas confiée aux valves d'échappement proprement dites, mais à des orifices annexes, placés ou non en dépression dynamique, largement ouverts en dessous de 2.500 m, obturés hermétiquement au-dessus de 2.500 m par l'action automatique d'un ressort, ou plus simplement par une commande manuelle à la disposition d'un membre de l'équipage.

Au-dessus de 2.500 m, l'évacuation de l'air admis est assurée par un clapet s'ouvrant dès que la pression intérieure dépasse la pression de 560 mm de mercure.

A cet effet, une face du clapet est soumise à la pression intérieure  $p_i$ , l'autre face à une pression constante, égale à 560 mm.

L'agencement résulte de la nécessité de soustraire les faces du clapet à l'action de la pression extérieure variable  $p_e$ .

#### 6,525.232 *Réalisations.*

Dans la solution *Westinghouse*, la capsule où règne la pression-étalon à réaliser (560 mm) est placée dans une capacité en communication avec l'extérieur. Elle doit, dans ces conditions, recouvrir exactement toute la section utile du clapet (v. fig. 6,525.232).

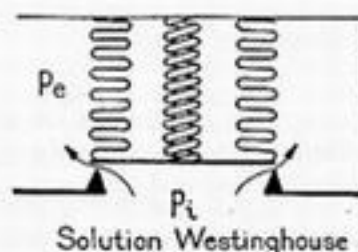
Dans la solution *Bréguet*, la capsule est placée dans une capacité où règne la pression intérieure. L'évacuation se fait par des lumières latérales plus ou moins découvertes par le déplacement d'un piston, solidaire de la face mobile de la capsule. Grâce à cette disposition, la pression extérieure n'introduit aucun effort dans le système.



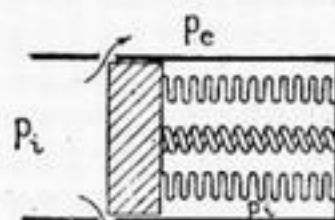
Dans une autre variante, le vide est fait dans la capsule, et le ressort, en tension, est placé à l'extérieur. Des dispositifs sont prévus pour le réglage commode en vol de la force de tarage et de la course du piston, ainsi que pour éviter les vibrations et les risques de givrage pendant la détente de l'air.

Dans la solution *S. N. C. A. S. O.*, la capsule est également soumise à la pression intérieure. L'action de la pression extérieure est annulée par l'emploi d'un clapet double équilibré solidaire de la capsule.

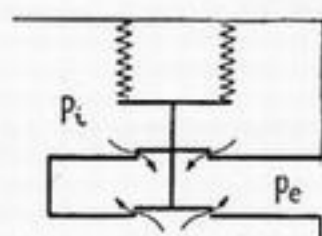
Dans les valves les plus récentes, on tend à séparer le clapet de la capsule, la transmission du mouvement pouvant être réalisée par la pression de l'air, ou par des relais hydrauliques ou électriques.



Solution Westinghouse



Solution Bréguet



Solution SNCASO

Schéma de valves d'échappement.

Fig. 6,525.232.

525.233 *Précautions diverses.*

L'endurance des capsules, dont le fonctionnement en service est discontinu, doit être particulièrement étudiée. Elles ne doivent pas faire apparaître de fréquences propres de vibration. Il peut être nécessaire de réchauffer localement au droit des clapets ou des lumières pour éviter tout risque de givrage dans le refroidissement de l'air consécutif à sa détente pendant l'échappement.

Des dispositifs de sécurité sont prévus pour qu'en cas de rupture des capsules, la valve se bloque automatiquement à la fermeture.

525.234 *Fonctionnement.*

La valve crée une perte de charge importante sur la circulation de l'air. L'évacuation n'est donc possible que si la pression intérieure est légèrement supérieure à la pression de tarage, d'une quantité qui d'ailleurs dépend du débit, et donc de d'altitude de vol.

L'écart entre la pression intérieure réelle et la courbe théorique est d'autant plus grand que les orifices d'échappement sont plus petits et les débits plus importants. On impose qu'il ne dépasse pas 50 mm de mercure pour le débit maximum des compresseurs. On arrive ainsi à des valves de grandes dimensions ou à un grand nombre de valves de petites dimensions. C'est pour éviter d'arriver à des encombrements prohibitifs que l'on double les valves au-dessous de 2.500 m, là où les débits de renouvellement d'air imposés sont considérables, par des orifices d'évacuation distincts largement dimensionnés. C'est aussi pour diminuer l'importance des valves d'échappement (et également pour économiser la puissance des réchauffeurs) que l'on cherche parfois à limiter automatiquement le débit des compresseurs de cabine à une valeur fixe à toute altitude, même lorsque l'on emploie des compresseurs volumétriques.

On notera cependant que de telles surpressions peuvent présenter un avantage. Elles permettent en montée, même au-dessous de l'altitude de 2.500 m, d'utiliser l'avion à sa vitesse ascensionnelle maxima tout en conservant une vitesse ascen-

sionnelle fictive faible dans la cabine, inférieure aux valeurs jugées inconfortables par les passagers (2 m/sec). Cette particularité des cabines à pression rétablie sera probablement utilisée.

#### 6,525.235 Soupapes de sûreté.

Des soupapes de sûreté, simples clapets à large ouverture, appuyés sur leur siège par des ressorts tarés, sont prévus pour éviter que la surpression n'atteigne des valeurs dangereuses pour la résistance de la cabine.

D'autres soupapes de sûreté, agissant en sens inverse, doivent être installées pour éviter que dans une descente rapide, la cabine ne se mette en dépression par rapport à la pression extérieure. La cabine n'est en effet pas calculée pour de tels efforts et pourrait s'écraser sous une charge assez faible. Les orifices découverts par ces soupapes doivent être assez largement dimensionnés pour assurer l'égalisation des pressions le plus rapidement possible.

Ces diverses soupapes, n'ayant pour but que de faire respecter une *différence* de pression et non une pression absolue, sont par là même dispensées des complications qui viennent d'être décrites pour le fonctionnement des valves d'échappement.

### 6,525.3 CONSTITUANTS SECONDAIRES DE L'ATMOSPHERE DE CABINE

#### 6,525.31 Absorption des impuretés.

Avec les débits de renouvellement de l'air imposés dans les programmes pour les cabines à pression rétablie, l'absorption des impuretés ne doit pas théoriquement s'imposer. Seule est prévue l'absorption de la fumée du tabac par des ozoniseurs placés sur les circuits de reprise d'air.

Dans les cabines suroxygénées au contraire, l'absorption s'impose puisque l'air n'est pas renouvelé. On envisage d'utiliser à cette fin un produit mis au point par la Marine pour les sous-marins (granulé I R 8) dont il faut 210 gr par homme et par heure, et qui absorbe la plus grande partie du gaz carbonique ainsi que les toxines.

#### 6,525.32 Réglage de l'humidité.

Le réglage de l'humidité peut s'imposer dans certains cas :

— Vol prolongé à grande altitude avec renouvellement d'air abondant : l'air de renouvellement pris à basse température est sec. Si le nombre des passagers est réduit, le dégagement individuel (45 gr/heure au sol, 70 gr/heure à 3.000 m par occupant) peut être insuffisant pour porter en régime le degré hygrométrique à la valeur minimum supportable sans impression d'inconfort. Il suffit alors de pulvériser de l'eau à la demande dans les canalisations d'air chaud, d'après les indications d'un psychromètre.

— Vol prolongé en cabine suroxygénée, avec le nombre maximum d'occupants. La concentration de la vapeur d'eau dans l'air augmente constamment et peut atteindre la saturation, d'où des condensations, voire des dépôts de givre sur les parois, notamment sur les vitres. Tous les déshydratants utilisés par la technique du conditionnement de l'air dans les locaux d'habitation sont évidemment utilisables : Silicagel, Carbogel, etc... Mais on semble s'orienter vers une

solution plus simple, qui consiste à faire, en tant que de besoin, circuler l'air dans un by-pass en contact avec une paroi non calorifugée de la cabine, sur laquelle la vapeur se condense en eau, que l'on recueille au point bas.

## 6,53 - INSONORISATION

6,53<sup>0</sup> Nous emprunterons les indications qui vont suivre à une étude technique rédigée par l'Ingénieur Pérot.

Le but de l'insonorisation d'un avion commercial est de diminuer le niveau du bruit à l'intérieur de la cabine, alors qu'il existe des foyers de bruit et de vibrations très intenses, situés à peu de distance, et liés mécaniquement au fuselage. On y arrive dans une certaine mesure, d'une part en agissant sur les sources de bruit, et d'autre part en isolant la cabine.

## 6,53<sup>1</sup> INTENSITÉ DES SONS

Pour exprimer l'intensité physiologique du bruit, on a adopté une échelle logarithmique pour tenir compte de la loi de Fechner, vraie pour tous les sens et d'après laquelle la sensation varie comme le logarithme de l'excitation :

$$\frac{S}{S_0} = \log \frac{E}{E_0}$$

Cette loi n'est pas vérifiable directement, en admettant même qu'énoncée comme ci-dessus elle ait un sens précis, mais en différenciant, on a la relation :

$$dS = K \frac{dE}{E}$$

qu'on peut contrôler expérimentalement.

Pour le bruit, par exemple, si à partir d'un son d'énergie déterminée  $E$ , on cherche à augmenter cette énergie juste assez pour que l'oreille s'aperçoive du changement, on constate que l'accroissement  $\Delta E$  qu'il a fallu donner est lui-même proportionnel à l'énergie  $E$  initiale, et représente environ 12 % de cette énergie :

$$\frac{\Delta E}{E} = \frac{12}{100}$$

Il est remarquable de constater combien l'oreille est peu sensible à une différence de niveau sonore; il est vrai que ces deux niveaux sont produits successivement, ce qui fait intervenir la mémoire. Au contraire, l'œil apprécie l'inégalité de deux plages lumineuses dont l'éclairement diffère de 1 %, quel que soit cet éclairement (là encore la loi de Fechner s'applique).

On a pris l'habitude de caractériser par son logarithme le rapport de deux énergies sonores. Ces rapports logarithmiques s'expriment en « bels » et « décibels », du nom de l'inventeur du téléphone, l'intensité du bruit ayant été étudiée pour la première fois scientifiquement lors de la mise au point des communications téléphoniques à grande distance.

On dit que deux niveaux sont différents de  $N$  bels quand l'un est  $10^N$  fois plus élevé que l'autre. Le bel est divisé en décibels, plus généralement employés.



L'intensité d'un bruit se caractérise donc par son rapport en décibels avec un niveau de référence.

En résumé, dans tout ce qui suit, l'intensité d'un bruit sera mesurée par un nombre  $N$  de décibels tel que :

$$N \text{ db} = 10 \log_{10} \frac{\text{(Energie du bruit à étudier)}}{\text{(Energie du bruit de base)}}$$

Le bruit choisi comme base correspond à une variation de pression de 1 millibar.

6,532

## AUDIBILITÉ DES SONS

Les sons ne sont pas également audibles quelle que soit leur fréquence. La sensation sonore cesse à peu près pour les fréquences inférieures à 30 et supérieures à 10.000. En-dessous d'un certain niveau variable avec la fréquence et exprimé en décibels pour chaque fréquence pour l'oreille moyenne dans la figure 6,532 on n'entend rien. Au-dessus d'un certain niveau on n'a plus la sensation du son, mais seulement une douleur (sensation de pointe dans les oreilles). Entre les deux courbes limites on peut tracer des courbes d'égale sensation physiologique.

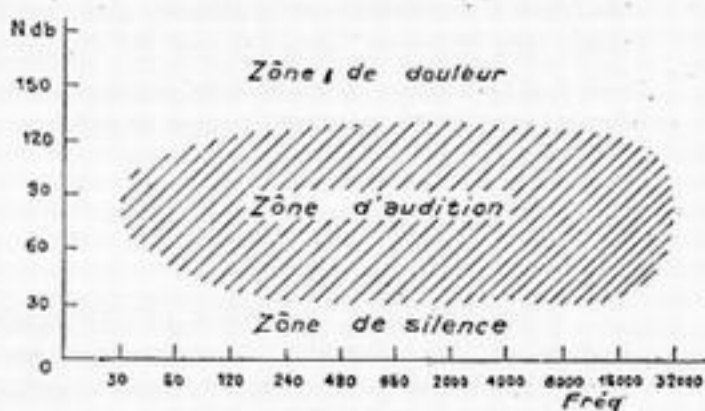


Fig. 6,532.

6,533

## ACTION SUR LES SOURCES DE BRUIT

6,533.0

Nous avons maintes fois dans cet ouvrage affirmé comme un principe qu'il vaut mieux, d'une manière générale, s'attaquer à la cause qu'aux effets. La première idée qui vient à l'esprit pour insonoriser les avions, est donc de réduire les sources de bruit. Malheureusement, nous devons reconnaître que ce principe s'applique mal au cas qui nous occupe, et que l'action sur les sources est assez décevante.

Ceci tient simplement au caractère logarithmique des sensations, opposé au caractère additif ou multiplicatif des moyens d'action dont nous disposons. En effet, si nous admettons par exemple que nous arrivions à réduire de moitié l'énergie  $E$  de l'ensemble des sources de bruit de l'avion, ce qu'on pourrait déjà considérer comme un succès remarquable, cherchons à évaluer le gain qui en résulterait en décibels :

$$N = 10 \log_{10} \frac{E}{E_0} \qquad N' = 10 \log_{10} \frac{E}{2 E_0}$$

$$N - N' = 10 \log_{10} (2) = 3,0103.$$

Par rapport à un niveau sonore courant de l'ordre de 70 à 80 décibels, ce gain est dérisoire. C'est par 20 qu'il faudrait diviser l'ensemble de l'énergie sonore pour obtenir une réduction vraiment sensible de  $N$  (30 décibels). La tâche est plutôt décourageante.

Ce n'est pas une raison pour ne pas l'entreprendre. Mais retenons de ce qui précède qu'il faudra, sous peine d'inefficacité, s'attaquer d'abord aux sources les

plus importantes, et si elles sont plusieurs d'importance analogue, à toutes à la fois. Nous allons étudier ces sources plus en détail au cours du paragraphe 6,533.

Et concluons aussi qu'il sera probablement plus fructueux, pour ce problème particulier, de s'attaquer aux effets en contrecarrant la transmission du bruit ou en favorisant son absorption, ce qui fera l'objet du paragraphe 6,534.

### 133.1 Sources principales.

La source la plus importante est évidemment le groupe motopropulseur. Il serait tentant de diminuer d'une façon très substantielle, ou même si possible d'annuler l'intensité propre de ce foyer, ce qui aurait l'immense avantage de résoudre également le problème différent, posé par l'aviation militaire, de rendre inefficace le repérage par le son.

Mais nous sommes précisément dans le cas qui vient d'être dit, où la source principale se compose de plusieurs sources (moteur, hélice) d'importance analogue. Il est donc *indispensable* d'agir sur toutes les sources *à la fois*. Si par exemple, une hélice produit seule 108 décibels, le moteur seul 104 décibels, s'il n'y a pas d'autre source à bord de l'avion (1), le bruit résultant est de 109,5 décibels, et si l'on supprime totalement le bruit du moteur, l'on ne gagne que 1,5 décibel (2). Or le bruit de l'hélice ne peut être supprimé, à moins que celle-ci ne tourne *très lentement*, avec des réducteurs spéciaux. Il tient à la nature même de l'action de ce propulseur, dont la vitesse approche de la vitesse du son (3), tout comme un avion atteignant des vitesses de cet ordre fera par son propre passage dans l'air un bruit contre lequel on ne pourra rien. Du fait qu'il est impossible de supprimer le bruit de l'hélice résulte immédiatement qu'il n'y a pas d'intérêt appréciable, pour le moment, à supprimer celui du moteur.

Dans le groupe motopropulseur, on cherchera surtout à diminuer les sources de bruit qui sont les plus capables d'exciter des sources secondaires intérieures au fuselage, par un apport d'énergie pulsatoire. C'est ainsi que la distance du cercle engendré par l'hélice à la partie la plus voisine de la cabine doit être au moins 30 cm de façon à éviter la transmission directe d'un bruit spécialement intense dans la direction du plan de l'hélice.

D'autre part, l'extrémité des tubes d'échappement doit être placée du côté opposé à la cabine, par rapport aux fuseaux-moteurs, pour empêcher l'excitation vibratoire des tôles par le flux des gaz d'échappement. Cette solution n'est difficile à adopter que dans le cas des gros moteurs à refroidissement par eau.

Les suspensions élastiques interviennent pour atténuer la transmission des bruits de haute fréquence (bruit de compresseur, de réducteur, choc des soupapes).

Des mesures faites sur moteur isolé ont montré que les collecteurs d'échappement abaissent le bruit du moteur de 5 à 6 décibels par rapport au moteur nu, sans perte de puissance, alors que les dispositifs silencieux proposés jusqu'ici, font gagner seulement trois ou quatre décibels, par rapport au moteur équipé de collecteurs, avec une perte de couple très sensible, sans parler du peu d'endurance de ces appareils.

Finalement, un groupe motopropulseur avec collecteur d'échappement donne lieu à l'intérieur de la cabine à un bruit d'environ 110 décibels.

(1) Hypothèse certainement optimiste, l'écoulement de l'air sur les surfaces extérieures produisant en particulier un bruit non négligeable.

(2) Si l'on tient compte des autres sources, ce gain est encore diminué.

(3) Encore faut-il ne pas dépasser celle-ci, ni même l'approcher de trop près, sous peine d'un gros accroissement de bruit. Dans ce but, la vitesse périphérique des pales sur les avions commerciaux sera utilement limitée à 240 m/s, valeur qui n'altère pas trop le rendement aux vitesses commerciales actuelles.

6,533.2 Étanchéité.

L'étanchéité de cabine, dont nous avons vu la nécessité sur les avions de transport de haute altitude, est aussi un des éléments essentiels de l'insonorisation. En général, on obtient, grâce à ce seul moyen, une perte de 17 à 20 décibels par rapport au bruit obtenu sans étanchéité, ce qui donne un bruit d'environ 90 à 95 décibels ( $110 - 20 = 90$ ).

Naturellement, à cause de la diffraction du son, la moindre ouverture annule presque complètement cet effet. Les fenêtres devront être absolument étanches. L'étanchéité des portes sur les appareils de basse altitude est un problème résolu dans les hydravions à cause de l'introduction possible de l'eau, mais qui a été souvent trop négligé dans les avions terrestres, et qui est cependant essentiel. Il ne faut pas oublier qu'il intéresse aussi les portes conduisant aux parties de l'avion moins insonorisés (toilette, poste de pilotage). Naturellement, tous les orifices de ventilation seront étudiés spécialement.

On disposera les soutes à bagages dans le plan du foyer sonore principal (plan de rotation des hélices), ce qui présente en même temps des avantages au point de vue de la sécurité.

6,533.3 Sources secondaires.

Le moteur transmet sous forme de vibrations de fréquence quelconque, en général trop basse pour constituer par elle-même une radiation de son, une quantité appréciable d'énergie à tous les points de l'avion. Si une tôle, une porte, une vitre ou toute autre pièce se trouve avoir une fréquence propre audible, cette pièce située à l'intérieur de la cabine devient une source de bruit, souvent intense, contre laquelle la fermeture étanche de la cabine n'a aucun effet. Une grande partie du travail d'insonorisation doit être d'étudier à ce point de vue tous les détails de la cabine, et, d'autre part, d'empêcher la transmission des vibrations (suspension des moteurs).

Lors de l'examen de l'avion, chaque tôle sera frappée à la main et croisillonnée avec des raidisseurs si la rigidité est faible (fréquence propre inférieure à 300 cycles). Les vitres seront de dimensions réduites, par exemple,  $40 \times 50$  cm, l'évacuation de secours devant être faite, si nécessaire, avec des panneaux métalliques plus grands, susceptibles d'être mieux raidis. Elles seront de préférence en matière plastique et suspendues élastiquement par un caoutchouc pouvant réellement travailler.

Le plancher forme en général une source de bruit important. Le meilleur plancher sera composé de panneaux de bois léger d'environ  $1/2$  m<sup>2</sup> suspendus et reliés entre eux élastiquement. Une bonne réalisation, très légère, consiste en bois de fromager, recouvert de dural perforé (bois fibreux donc léger et absorbant le son entièrement par les perforations du dural).

6,534 ISOLEMENT DE LA CABINE ET ABSORPTION

Une fois réduites au minimum les sources de bruit inévitables (hélices, moteurs) et supprimées complètement les sources de bruit locales excitées mécaniquement par les premières (vitrines, panneaux vibrants, etc...), on peut chercher à calculer en décibels pour chaque fréquence, par les lois de l'acoustique, le niveau  $N_2$  du bruit à l'intérieur d'une enceinte fermée baignant dans un espace où règne un champ sonore, caractérisé par un niveau  $N_1$  de décibels.

En appelant  $t$  le coefficient de transmission de chaque élément de la cloison



et  $a$  le coefficient d'absorption de chaque élément de surface tapissant l'intérieur de la cabine, on a :

$$N_1 - N_2 = \log \frac{\int a \, ds}{\int t \, ds}$$

5,534.1

#### Transmission.

Le coefficient de transmission joue un rôle essentiel, d'après la formule précédente. Malheureusement des essais, faits surtout aux États-Unis, montrent qu'il est presque entièrement déterminé par le poids au mètre carré de revêtement. On ne peut donc trouver pour l'aviation une substance plus intéressante que les autres à ce point de vue.

D'ailleurs, il est difficile d'agir efficacement sur la transmission, du moins sur les avions de basse altitude, tant que l'on conserve une visibilité extérieure à la cabine. En effet, dans les avions à structure métallique, le calcul montre que la transmission par les vitres représente les deux tiers de la transmission totale. Les doubles vitres n'ont d'ailleurs pas beaucoup d'efficacité à cause de la liaison acoustique produite entre elles par la compression de l'air comprise dans leur intervalle. Sur les avions stratosphériques, l'épaisseur à laquelle conduit la surpression pour la vitre intérieure permettra certainement d'obtenir de meilleurs résultats.

6,534.2

#### Absorption.

Le coefficient d'absorption, au contraire, dépend énormément des matières considérées. Presque nul pour les substances réfléchissantes comme la tôle, le contreplaqué verni, il devient considérable quand la substance est poreuse, pour les fréquences dont la longueur d'onde est voisine des dimensions de ses porosités, et varie donc notablement avec la fréquence.

Mais le fait de disposer des matières poreuses telles que l'amiante ou le feutre, fixées aux parois de cabine, ou de la laine envoyée par pulvérisation sur les parois (flockage), n'améliore pas beaucoup l'absorption pour les fréquences les plus basses données par le fonctionnement des groupes motopropulseurs. La fréquence d'échappement d'un moteur à  $K$  cylindres tournant à  $N$  tours est :  $\frac{N \times K}{2 \times 60}$  soit

par exemple, pour un 12 cylindres tournant à 2.000 tours, environ 200 cycles/sec.

C'est pour l'absorption des basses fréquences qu'est nécessaire le procédé d'absorption par résonance spécial à M. Zand. Une toile enduite, étanche à l'air, tendue et lestée par un feutre, constitue un système dont la fréquence propre est d'environ 200 cycles. Le système est très amorti par le feutre, ce qui lui permet d'absorber énergiquement toutes fréquences d'une bande assez large autour de 200 cycles. Si l'on constate à l'aide de l'audiomètre avec les filtres une prédominance de fréquences plus élevées, on emploie un feutre moins épais et des panneaux plus petits et inversement.

Cette toile forme un revêtement de cabine très net à l'œil, donnant au décorateur toutes les possibilités, et constitue un revêtement assez léger (environ 500 à 1.000 gr au m<sup>2</sup>), ne comportant rien qui puisse vibrer, à l'inverse des contreplaqués qui sont à rejeter absolument. Il serait à souhaiter que l'on réalisât cette construction sur panneaux amovibles afin de l'utiliser même dans les parties du fuselage où les commandes doivent être visitées.

Souvent, pour améliorer le résultat, une seconde couche absorbante est dis-

posée dans l'intervalle séparant le revêtement métallique de la paroi de toile. Au point de vue théorique, on forme ainsi un système complexe cumulant les avantages de l'absorption et de l'isolement.

Un bon traitement d'absorption doit permettre une diminution de 20 décibels par rapport au bruit de l'avion nu, c'est-à-dire d'obtenir 70 décibels.

Naturellement, le procédé consistant à augmenter l'absorption dans la cabine est moins parfait que celui qui consisterait à diminuer l'intensité propre des sources de bruit ou la transmission puisqu'il affaiblit également les bruits extérieurs nuisibles et les bruits intérieurs utiles tels que la voix. En particulier, la mesure de l'intensité par la distance limite d'audibilité de la parole à bord d'un avion insonorisé est faussée et conduirait à estimer le bruit plus élevé qu'il n'est en réalité. L'absorption dans la cabine déforme légèrement la parole, les voyelles disparaissent au bout d'environ six mètres à cause de leur fréquence relativement basse par rapport aux consonnes.

Les canalisations de ventilation constituant par elles-mêmes de longs tuyaux d'orgues prêts à résonner, doivent être enduites à l'intérieur d'une couche de peinture ou de matières absorbantes. Une bonne réalisation très légère, consiste à envelopper de feutre et de toiles collées un simple grillage de duralumin dans les parties ne risquant pas le contact des pieds des passagers. La ventilation de sortie doit être particulièrement soignée à cet égard, afin d'éviter l'entrée des bruits extérieurs en les absorbant.

## 6,535 *DESCRIPTION DES MATIÈRES ABSORBANTES*

### 6,535.I Provenance et fabrication.

Les matières absorbantes étaient jusqu'à présent pour la plupart fabriquées aux États-Unis. Cependant, elles sont généralement composées pour 90 % de kapok produit en abondance par l'Afrique du Nord.

6,535.II Dans les seapacks, le kapok est associé avec 10 % de papier qui lui donne de la tenue. Cette fabrication semble n'être pas très facile à réaliser sans procédé spécial : le kapok n'étant pas hygroscopique ne se colle pas facilement au papier.

Au contraire, pour les produits souples dits K Felt et Acousticos où le kapok est associé à 10 % de laine, il ne semble pas qu'il y ait de difficultés spéciales.

Le seapack est livré en feuilles, sous une dizaine de variétés dont certaines comportent un revêtement de caoutchouc ou d'aluminium projeté au pistolet. En première couche, il est fixé directement sur les revêtements métalliques; en seconde couche, il est collé sur une toile permettant de le fixer avec la tension convenable sur des supports ad hoc installés sur l'avion (listons en bois, bouchons, etc...). La surface des panneaux dépend des fréquences acoustiques principales à absorber.

6,535.I2 Le procédé du flockage consiste à projeter, au pinceau ou de préférence au pistolet, sur les surfaces à protéger, un feutre de fibres textiles, végétales, animales ou minérales, agglomérées par une colle. Ce procédé permet de réaliser une protection parfaitement continue, même dans les angles difficilement accessibles. Il contribue à améliorer l'étanchéité à l'eau et également à l'air (1).

(1) Ordre de grandeur de la surpression qu'il permet de tenir sans fuite : 1 gr/cm<sup>2</sup>. Cet avantage, évidemment négligeable dans les cabines à pression rétablie, est intéressant dans les cabines ordinaires ou sur-oxygénées.

En première couche, le flockage est généralement compact, pour obtenir le poids au m<sup>2</sup> nécessaire au bon isolement acoustique, au moindre encombrement. En seconde couche, il est floconneux.

Les colles doivent être choisies avec discernement; certaines d'entre elles ont provoqué de très graves corrosions dans les revêtements. Il est prudent de protéger ceux-ci avant projection, par une couche de peinture.

#### 6,535.2 Identification des matières.

Les quatre grandeurs importantes sont :

- le poids spécifique,
- le coefficient hygroscopique,
- le coefficient d'absorption acoustique,
- le coefficient de transmission thermique.

Le coefficient hygroscopique est important non seulement parce qu'une absorption d'eau pourrait alourdir les appareils, mais aussi parce qu'elle détruit les qualités acoustiques de la matière.

Le mesure du coefficient d'absorption acoustique est une chose compliquée. Elle doit donner lieu à l'établissement d'une courbe car ce coefficient varie avec la fréquence. Elle nécessite une grande chambre très réfléchissante : on mesure la durée de la réverbération dans la chambre nue ou en présence des substances étudiées. Toutes sortes de précautions sont à prendre contre les ondes stationnaires.

La question des matériaux optima mérite encore d'être travaillée. Il y a lieu de chercher ce que peuvent donner au point de vue thermique et acoustique des produits non encore couramment employés tels que la fibre de verre convenablement supportée, ou des procédés nouveaux s'inspirant des méthodes d'autres industries : l'emploi de feuilles d'aluminium minces polies (alfol) parfaitement réfléchissantes, donne d'excellents résultats dans l'industrie du froid.

#### 6,536 *INSONORISATION PARTIELLE*

L'insonorisation ne serait pas inutile sur les avions militaires, mais on ne peut songer actuellement à insonoriser l'ensemble de leurs habitacles à cause de toutes les ouvertures et servitudes diverses imposées jusqu'ici par les aménagements militaires. Peut-être un jour y viendra-t-on cependant pour les avions militaires *stratosphériques*, où l'étanchéité devra être excellente.

A défaut d'une insonorisation générale, on a souvent songé à réaliser une insonorisation localisée, en particulier pour certaines cabines radio, pour des avions militaires ayant à faire un gros trafic radioélectrique, et notamment de la radiogoniométrie lointaine et poussée. Mais nous venons de voir par l'étude précédente qu'une telle installation n'a d'efficacité que s'il s'agit d'un local parfaitement étanche.

Par conséquent, si l'on veut faire une cabine insonorisée sur un avion dont l'ensemble ne l'est pas, il faut la rendre rigoureusement étanche, en la fermant par des portes qui l'isolent du reste de l'appareil. Les vagues feutrages de parois par flockage ou par tout autre procédé, qu'on rencontre quelquefois, n'ont aucune valeur ni aucun intérêt en l'absence de cette condition primordiale. Même lorsque celle-ci est remplie, le résultat ne saurait être qu'assez médiocre, si l'avion n'a pas été spécialement étudié pour satisfaire dans son ensemble aux conditions générales relatives à la non-transmission des vibrations.



## CHAPITRE VII

---

# SERVITUDES-SÉCURITÉ

---

## 7,1 MISE EN ŒUVRE AU SOL

---

La mise en œuvre au sol des avions est une question un peu ingrate et terre à terre, souvent victime d'une défaveur injuste, comme le personnel d'entretien correspondant, sommairement catalogué sous l'épithète dédaigneuse de « rampants » par les pilotes frais émoulus pour qui le seul travail « noble » est celui qui se fait en plein ciel. Il faut sourire de cette naïve erreur de jeunesse, que l'expérience de l'escadrille ou de la ligne vient promptement redresser en prouvant quotidiennement que s'il n'y avait pas de « rampants » à la hauteur de leur tâche, les « purs sang » ne voleraient pas souvent. De même, l'utilisateur *confirmé* tiendra toujours en particulière estime le travail fécond, quoique peu spectaculaire, de l'Ingénieur qui ne dédaignera pas de lui rendre commodes une foule d'humbles tâches quotidiennes trop délaissées jusqu'à présent et dont dépendent cependant la qualité et même la sécurité de son travail aérien. Quant au rendement d'exploitation, il suffit de comparer les 13 heures de vol par jour (moyenne *générale* annuelle) que le réseau intérieur des États-Unis a su tirer de ses vieux Douglas DC 3 pendant les récentes hostilités, avec les quelques heures que réalisait le réseau français d'avant-guerre, pour être pleinement édifié sur l'intérêt primordial de ces questions, qui sont « payantes » au premier chef.

### 7,11 - MANŒUVRES AU SOL

7,111

#### Remorquage.

Des ferrures doivent être prévues pour le remorquage de l'avion avec un tracteur. Elles sont en général installées sur l'atterrisseur principal, et sont parfois escamotables dans une pièce massive de cet atterrisseur (exemple : Curtiss 75).

112 Levage.112.1 *Levage général.*

112.11 Le levage général de l'avion peut s'opérer soit par dessous, par exemple pour les essais d'escamotage d'atterrisseur au sol, soit par dessus, par exemple pour le hissage.

Le hissage est une condition exigée pour les hydravions — sauf ceux de très gros tonnage qui ne peuvent être mis à l'eau à la grue et doivent être manœuvrés au slip. Mais il peut être nécessaire, même pour les avions, dans de nombreux cas particuliers, notamment hissage du fuselage pour le remplacement d'une voilure, lorsque celle-ci le traverse par dessous (exemple : Curtiss 75).

On oublie aussi trop souvent le cas du dépannage après accident. Lorsqu'un avion s'est posé avec l'atterrisseur escamoté par exemple, les points d'appui normaux pour levage par-dessous ne sont plus accessibles, et il est indispensable de le hisser. Trop souvent aucune disposition n'est prévue à cet effet : il faut alors avoir recours à des moyens de fortune qui demandent beaucoup de temps et risquent d'entraîner de graves détériorations supplémentaires (sauf dans la solution ingénieuse citée ci-après en 7,112.13).

112.12 Pour toutes ces opérations de levage général, il est très souhaitable d'aboutir à une certaine standardisation, de telle sorte que les engins de levage puissent être les mêmes pour les divers types d'avion — au moins pour ceux de tonnages analogues. Ainsi on peut réaliser pour le levage par en-dessous des rotules d'appui s'adaptant à des têtes de vérins standard. Les dimensions de ces rotules doivent être normalisées d'après une gamme peu nombreuse, en fonction du tonnage de l'avion. Elles peuvent alors constituer des pièces filetées restant au sol dans l'équipement des hangars et des organismes de dépannage, et qui viennent se visser dans un filetage standard préparé en attente sur tous les avions.

Les mêmes points d'appui taraudés peuvent servir pour le hissage par-dessus, la rotule envisagée tout à l'heure pouvant alors être remplacée par une ferrure comportant un anneau pour le hissage. Il ne faut pas oublier d'ailleurs que le dépannage peut avoir pour objet un avion qui a capoté : l'existence sur les deux faces de la voilure de trous taraudés identiques permet, dans ce cas, de renverser les opérations habituelles, un levage par l'extrados pouvant alors être nécessaire en se servant de vérins, ou un hissage par l'intrados en se servant d'anneaux.

7,112.13 Indiquons le système rustique employé par les Allemands pour le levage par des moyens de fortune des avions accidentés : de gros ballonnets de toile caoutchoutée sont introduits sous les ailes en nombre suffisant et gonflés par des bouteilles d'air. Ce procédé très élégant a l'avantage de n'exiger aucune préparation préalable des avions, tout en ne risquant pas de détériorations supplémentaires, en raison de la répartition très large des efforts de sculèvement.

7,112.2 *Levage partiel.*

7,112.21 Le levage partiel porte sur certains points particuliers.

Étudions d'abord le cas de l'atterrisseur principal : pour changer une roue il est nécessaire de lever l'ensemble qui porte la roue. Or, de nombreux avions n'ont aucun appuie-cric porté directement par le train : il faut alors, chaque fois qu'on veut changer une roue, lever l'ensemble de l'avion, ce qui est beaucoup plus long

et compliqué qu'un levage local facile à faire avec de petits vérins ordinaires (d'automobile ou de camion par exemple) quand des appuie-cric sont prévus à la partie inférieure des jambes de train.

Une difficulté se présente cependant : si l'appuie-cric ne peut être porté par la fusée elle-même — ce qui est souvent le cas, soit que cette fusée ne déborde pas assez latéralement pour permettre d'installer un cric à côté du pneumatique écrasé, soit même que ses parties inférieures doivent se démonter pour l'enlèvement de la roue — il est reporté sur le corps extérieur fixe de la jambe, et au fur et à mesure qu'on le soulève avec le cric, l'amortisseur se détend et la roue reste toujours au sol : on est alors conduit à donner à ces crics des longueurs de course prohibitives. Le remède est simple, mais doit être prévu d'avance : il consiste à installer un dispositif (jumelle par exemple) pour brider l'extension de l'amortisseur pendant les opérations de levage; mais comme ce dispositif doit encaisser un effort égal au demi-poids de l'avion, on conçoit qu'il soit malaisé à bricoler par des moyens de fortune s'il n'a pas été convenablement prévu dès l'origine.

7,112.22

Les réparations à l'atterrisseur arrière, le changement des roues de queue et aussi la mise en ligne de vol de l'avion en vue de diverses opérations de réglage (armes, viseur, jaugeur, etc...) nécessitent le levage partiel de l'arrière. Ce levage se fait généralement sur les avions légers par une barre traversant le fuselage dans un trou ménagé à cet effet, ou encore par des points de résistance préparés dans l'empennage horizontal et soulevés à bras ou par vérins. Encore faut-il que ces divers points de levage soient clairement indiqués à la peinture rouge sur l'avion pour qu'on ne détériore pas les autres parties qui ne sont pas prévues pour cela. Pour les avions plus lourds, il se fait par une sangle passée sous le fuselage et soulevée ensuite par le croc d'une grue ou d'une chèvre, ou par des vérins prenant appui sur des rotules de soulèvement analogues à celles prévues sous l'aile pour le levage général.

7,112.23

Enfin, comme dernier exemple de levage partiel, signalons le levage du groupe motopropulseur par une potence amovible qu'on peut monter provisoirement sur l'appareil, par exemple pour faciliter le démontage à flot des moteurs sur les gros hydravions, puisqu'il ne saurait être question à flot d'approcher comme au sol des potences ou des chèvres de levage extérieures à l'appareil. Des systèmes du même genre peuvent être utilisés pour beaucoup d'autres levages partiels — notamment pour des blocs d'armes jumelées dans une voilure ou dans la pointe avant d'un fuselage, etc...

7,113

Démontage rapide: Repliage.

7,113.1

Le démontage rapide du planeur est quelquefois exigé par certains programmes particuliers pour lesquels se pose d'une manière aiguë la question d'encombrement de l'avion au repos. C'est le cas des avions destinés aux navires porte-avions, pour lesquels il faut considérer à la fois les dimensions des endroits où ils sont stockés et celles des ascenseurs servant à les monter sur le pont. Il s'agit d'ailleurs généralement d'un repliage plutôt que d'un véritable démontage.

Ce problème se pose également pour les avions de tourisme qui ont généralement des taxes à payer dans les hangars en fonction de la surface qu'ils occupent, et pour les planeurs de vol à voile pour lesquels l'atterrissage en campagne, suivi d'un démontage et d'un transport par route, est un exercice courant. Nous y reviendrons en 12,123.42.

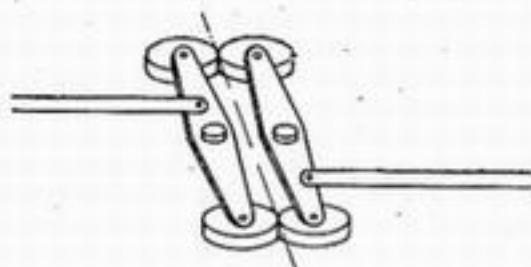


Ces démontages, pour être commodes, doivent être très rapides et en même temps présenter toute la sécurité désirable, même contre les oublis éventuels : par exemple la succession des opérations comportera des interdictions ou impossibilités très apparentes empêchant d'aller plus loin si un point important a été omis.

Citons l'exemple de l'avion de tourisme Messerschmitt 108 « Taifun », à ailes repliables, dans lequel les trois axes d'attache de la voilure au fuselage (qui sont, rappelons-le, parallèles entre eux et non perpendiculaires comme ceux du Messerschmitt 109 dont nous avons parlé en 5,523.3) sont solidarités en translation et manœuvrés tous à la fois par un levier unique facilement accessible du dehors, et qui en position d'enclenchement est rabattu dans le profil d'extrados de l'aile, et visible du poste pilote : la moindre omission à ce sujet saute aux yeux.

C'est surtout dans le sectionnement des commandes, nécessité par le démontage de l'aile, que des dispositions de sécurité sont à prévoir très soigneusement pour éviter qu'on oublie, au cours de remontages précipités, de connecter à nouveau ces commandes.

On ne saurait mieux faire que de rendre inutile toute connection. On peut encore citer comme modèle à cet égard le monomoteur de tourisme Messerschmitt 108 « Taifun », dont les commandes d'ailerons (voir schéma fig. 7,113.2) ne sont pas connectées en service normal, mais leurs deux tronçons sont simplement mis en contact par le moyen de



*Plan de sectionnement de l'aile*

Fig. 7,113.2.

deux galets. D'autres dispositions équivalentes peuvent être imaginées. Sur ce même appareil, on n'a pas à s'occuper non plus de la commande de volets de courbure, car elle passe par la charnière de repliage dans le plan de laquelle elle possède une brisure et une articulation convenable.

7,114

### Manipulations.

Il ne faut jamais oublier de préparer tous les renforcements locaux nécessaires pour les manipulations courantes.

Cette précaution concerne particulièrement le bord d'attaque de voilure. Celui-ci, lorsqu'il est revêtu en tôle mince pourrait en vol, au point de vue des efforts aérodynamiques qu'il subit, se passer de tout renfort intérieur. Mais il n'en est pas de même pour les manipulations au sol. Dès qu'une aile doit être démontée et transportée, la tôle risque d'être crevée, ou tout au moins défoncée sérieusement, lorsqu'on n'aura pas placé les sangles de soutien (ou les berceaux feutrés supportant le bord d'attaque au stockage ou sur remorque) juste à l'endroit des nervures et non entre celles-ci. Mais surtout, lorsque l'aile est surélevée et qu'on a besoin d'y accéder souvent (par exemple remplissage de combustible, remplacement de chargeurs de munitions), il faut pouvoir appuyer une échelle sur le bord d'attaque, ce qui est impossible s'il est en tôle légère non renforcée. Pour ces raisons, le renforcement du bord d'attaque par un fort tube ou par une gouttière de tôle s'impose absolument, même s'il n'est pas nécessité par le calcul de résistance de l'avion.

Des précautions doivent être prises aussi pour le renforcement de l'extrados à l'emplanture des ailes basses, qui sont un point de passage perpétuel, des carénages de roues des avions à atterrisseurs fixes, sur lesquels on doit pouvoir monter sans inconvénient, etc..., etc...

## 7,12 - CAMPEMENT

Certaines circonstances d'utilisation et très particulièrement les utilisations militaires ou coloniales obligent à faire camper les avions en plein air. Pour que ce campement se fasse dans de bonnes conditions et n'entraîne pas une détérioration rapide du matériel, des précautions indispensables sont à prendre.

7,121

Amarrage.

Ne serait-ce que pour éviter que l'avion ne soit retourné par des rafales au sol, il est indispensable de le fixer solidement. Il suffit de lire le récit des dévastations d'appareils perpétrées par les typhons, tornades ou simples orages, après leur passage sur des terrains d'aviation coloniaux ou même métropolitains, pour être pleinement édifié sur ce point. Les détériorations sont d'ailleurs (comme il faut s'y attendre), d'autant moins graves que la charge alaire est plus élevée.

Cet amarrage est assuré généralement par des cordes qui passent dans des anneaux fixés souvent sous l'aile ou sur l'atterrisseur. Lorsqu'ils sont fixés sous la voilure, ils sont bien entendu escamotables ou amovibles, rapportés uniquement pour le campement dans des trous taraudés, qui peuvent d'ailleurs être confondus avec ceux dont nous avons parlé pour le levage. Les ferrures de remorquage sur l'atterrisseur peuvent aussi servir à l'amarrage, à condition d'être bien conçues pour cela. Enfin, il faut prévoir une ferrure particulière à l'extrémité de la queue.

7,122

Bloquage des gouvernes.

Une deuxième précaution consiste à bloquer les gouvernes pour éviter leur détérioration par des battements dus aux rafales.

Pour des raisons de simplicité, on bloque souvent les commandes au poste pilote. Ce bloquage est tout de suite visible par le pilote lorsqu'il monte dans l'appareil et de plus il est à sa portée : si une omission a été faite dans le déblocage, le pilote peut intervenir à temps. Mais ce système présente l'inconvénient, par suite de l'élasticité des commandes, de ne pas assurer un bloquage rigoureux des *gouvernes* elles-mêmes, et les petits battements produits par le vent peuvent introduire des matages et des jeux dans les commandes.

Pour cette raison, on préfère assurer le bloquage des gouvernes elles-mêmes et non des commandes au poste pilote. Mais il est indispensable pour assurer la sécurité de rendre ce bloquage *très visible*, en y attachant par exemple de longues flammes d'étamine rouge, pour qu'on ne risque pas d'oublier de l'enlever <sup>(1)</sup> au moment où l'avion va prendre son vol (accident célèbre du prototype américain Bœing 299 des « Forteresses volantes » actuelles).

7,123

Étanchéité.

7,123.0

Nous avons vu en 6,52 que l'étanchéité sera généralement réalisée sur les avions de transport pour le conditionnement de l'air en altitude. Pour les autres avions (militaires, touristes, etc...) elle est également nécessaire en vol pour éviter le ruissellement de la pluie dans la carlingue lors de la traversée des précipitations. Et de toute façon, pour le campement au sol, l'étanchéité doit être réalisée pour protéger aussi bien la structure contre la corrosion (surtout au voisinage immédiat de la mer, en raison de l'air salin), que les équipements très coûteux et fragiles

(1) On réalisait autrefois de la même façon le bloquage mécanique au sol des atterrisseurs escamotables dont la simple brisure d'une jambe arc-boutée aurait suffi à entraîner le repliement (exemple : Douglas DC 2). Nous avons vu en 4.423.21 que cette question ne doit plus se poser aujourd'hui, puisqu'un verrouillage mécanique de bord doit y pourvoir.

qui se trouvent à l'intérieur contre le ruissellement : les postes de T. S. F. en particulier sont très sensibles à la pluie.

7,123.1

A cet effet, il sera très désirable d'effectuer d'une manière étanche les rivetages de la structure, et particulièrement ceux des parties aménagées : fuselage, et souvent aile centrale. Des rivetages ordinaires faits sans précautions ne sont pas suffisamment étanches : ils peuvent laisser passer des *centaines de litres* d'eau dans un fuselage en une nuit d'orage. En Amérique, on intercale souvent à cet effet dans les rivetages de structure une petite bande de matière plastique, généralement toile garnie de caoutchouc synthétique, pour que le rivetage soit réellement étanche.

Il est nécessaire aussi d'obtenir une bonne étanchéité des habitacles coulissants. On y arrive par des bordures de caoutchouc mousse convenablement ajustées.

Ces précautions d'étanchéité ne sont pas seulement utiles pour le campement, mais aussi pour le vol par forte pluie.

7,123.2

Enfin, on complète l'étanchéité au campement par des housses, surtout pour les parties fragiles qui ne peuvent pas être enrobées dans une structure fermée et étanche, notamment les moteurs. On ajoute souvent aussi des housses pour les habitacles vitrés, dont l'étanchéité reste malheureusement parfois assez médiocre. Ces housses doivent être conçues de telle sorte qu'elles ne soient pas arrachées par le vent le plus violent. On ajoute maintenant des housses pour les hélices : avec les dispositifs d'hélices à pas variable, souvent fragiles, l'infiltration d'eau pourrait provoquer des oxydations. Pour une hélice tripale la housse peut d'ailleurs être monopale, et se borner à recouvrir simplement la pale qu'on laisse verticale vers le haut, et à coiffer le moyeu.

7,124

#### Trous d'évacuation.

Il est nécessaire de percer aux points bas des avions des trous d'écoulement pour l'eau. L'étanchéité, *même parfaite*, ne suffit pas, car si elle empêche en principe l'infiltration de la pluie, il reste la condensation sur place de l'humidité intérieure. Celle-ci est spécialement importante aux demi-saisons, quand il y a une très grosse différence de température entre le jour et la nuit. On trouve alors à l'intérieur des avions des ruissellements considérables. Il faut évacuer cette eau et pour cela on réserve d'une part des trous d'évacuation aux points bas, et d'autre part des trous de circulation pour permettre à l'eau de gagner ces points bas : en effet, le ruissellement sur les parois est arrêté par les lisses et les couples, il faut donc les percer pour que l'eau puisse les franchir. Le diamètre de ces trous doit être suffisant pour qu'ils ne soient pas obstrués trop aisément par la poussière ou le cambouis : les petits trous de 1 à 2 mm de diamètre qu'on a souvent utilisés autrefois sont insuffisants à cet égard : il faut envisager des diamètres d'au moins 4 à 5 mm.

Ces orifices servent en même temps pour l'évacuation des liquides éventuellement répandus dans l'avion, tels que l'essence, lors du remplissage des réservoirs : ils doivent donc, comme nous le verrons plus loin en 7,32 être particulièrement multipliés aux points bas des capots moteurs et au voisinage de l'endroit où on fait les pleins : ils constituent une précaution essentielle contre l'incendie.

Ils constituent aussi une « mise à l'air libre » des capacités fermées de la structure, pour éviter leur gonflement en vol sous l'effet de la dépression en altitude. C'est pourquoi ils ne doivent pas être omis dans la voilure, ni dans les plus petites capacités fermées (ailerons par exemple). Dans les revêtements entoilés, notamment sur les gouvernes, ils se présentent sous la forme de trous bordés par des aillettes.



## 7,13 - ENTRETIEN

7,131 Accessibilité.

Un entretien correct des avions exige avant tout une accessibilité parfaite de tous les points dont la vérification doit être particulièrement fréquente.

7,131.1 A cet égard, signalons le groupement de toutes les commandes dans des gouttières visitables de l'extérieur du planeur. L'avion de transport ancien Wibault 282 présentait déjà des dispositions très intéressantes à ce point de vue. Toutes les commandes de vol, des groupes motopropulseurs, les canalisations électriques, etc... passaient sous le fuselage, dans des sortes de gouttières dont le couvercle s'ouvrait de l'extérieur, et ensuite dans les bords d'attaques des ailes, qui étaient aisément démontables. Cette réalisation a été, depuis, encore perfectionnée sur un certain nombre d'avions de types différents, notamment sur le prototype d'observation de la Société Nationale de Construction Aéronautique du Centre N° C530, où elle a été étendue même à l'habitacle entièrement vitré de l'observateur avant.

7,131.2 Notons au point de vue accessibilité l'avantage évident des moteurs inversés pour lesquels toutes les parties nécessitant un entretien régulier sont situées plus bas et sont plus aisément accessibles sans escabeau que dans les autres moteurs.

Signalons à ce propos l'excellente accessibilité à l'intérieur du V du moteur inversé Argus 411, réalisée (par exemple sur Focke-Wulf 189) par l'installation à cet endroit du radiateur d'huile, dont l'ensemble, carénage compris, est rendu basculant par simple manœuvre d'un pêne, autour d'une charnière située à sa partie arrière; un câble de sécurité limite le basculement vers le bas.

7,131.3 Il est nécessaire aussi de prévoir la circulation des mécaniciens sur les plans. On garnissait autrefois l'extrados de l'emplanture d'aile de petits tapis permanents, en forme de bande étroite parallèle à la corde d'aile, et constitués

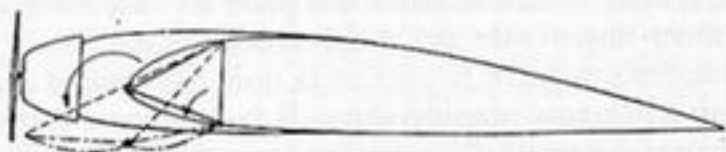


Fig. 7,131.3

en une matière adhésive évitant les glissements. On préfère aujourd'hui, pour des raisons aérodynamiques (traînée de frottement, turbulence de la couche limite dans la région particulièrement délicate

de l'emplanture) s'affranchir de cette sujétion permanente et dérouler sur l'extrados pour l'entretien au sol des sortes de caillebotis souples.

Sur les gros appareils on peut prévoir de petites passerelles d'accès ou des solutions particulières. Une solution déjà ancienne, mais très heureuse, pouvait se voir sur le Glenn Martin 130, le « China Clipper » mis en service sur les lignes du Pacifique. Sur cet hydravion un tronçon de bord d'attaque pouvait se rabattre autour de deux charnières au voisinage des fuseaux-moteurs pour constituer une passerelle permettant l'entretien à flot des moteurs (voir fig. 7,131.3). Un rabattement analogue, mais cette fois dans la paroi circulaire du fuseau-moteur, permet sur l'hydravion trimoteur allemand Dornier 24 d'accéder du fuselage aux moteurs surélevés.

7,132 Démontabilité des capots.

7,132.1 L'accessibilité correcte réalisée, il reste à assurer une démontabilité immédiate des capots, panneaux et portes de visite.

Lorsqu'il s'agit d'assemblages travaillants, circonstance très peu souhaitable et qui devra rester rare, nous avons vu en 4,711.11 qu'on est conduit à assurer la démontabilité par des vis ou par des charnières.

Dans le premier cas, il est recommandé d'employer des vis « imperdables ». Il existe divers systèmes de vis imperdables: malheureusement, aucun ne s'applique vraiment bien à l'assemblage de deux tôles minces, comme serait un bord de porte de visite sur un revêtement mince: il faudra en général recourir à une disposition permettant une augmentation locale d'épaisseur à l'endroit des vis. La figure

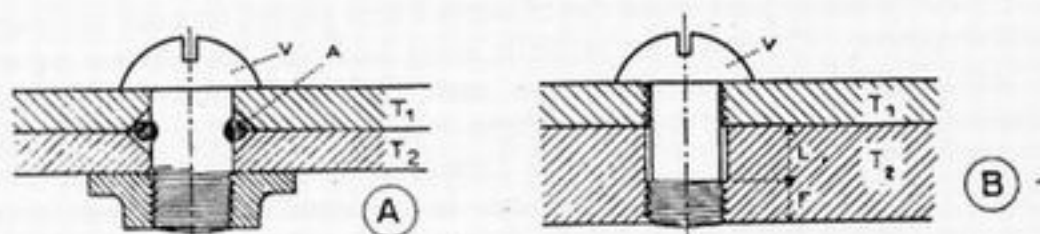


Fig. 7.132.1.

7,132.1 représente deux systèmes classiques: dans le système (A) la vis V est retenue après dévissage sur la tôle extérieure  $T_1$ , par une sorte de jonc, ou de segment, ou de goupille A (suivant les réalisations) qu'on peut loger, par exemple, dans des chanfreins pratiqués sur les bords des trous des tôles  $T_2$  et  $T_1$ ; dans le système (B) qui exige nettement plus d'épaisseur, la vis V a son filet en relief et ne peut être sortie à travers la pièce  $T_1$  que par un dévissage volontaire. Pour que ce système ait toute son efficacité, il est souhaitable que quelque chose indique à l'opérateur que le dévissage de la partie engagée dans la pièce inférieure  $T_2$  est terminé: une disposition optimale consistera à avoir une longueur non filetée L supérieure au filetage F de  $T_2$ : ainsi lorsque ce filetage sera entièrement dévissé, la vis « foirera » sous le tournevis et ne pourra être dévissée plus avant (à travers  $T_1$ ) que par un mouvement volontaire.

7,132.2

La fixation par charnières, dont nous avons mentionné en 4,711.12, les inconvénients industriels au point de vue de la fabrication, est également assez médiocre en utilisation: à l'usage les tringles des charnières ne rentrent plus parce que les panneaux sont tordus — ou au contraire prennent trop de jeu et s'échappent en vol. Cependant, sa manœuvre reste en général plus rapide que celle de nombreuses vis.

7,132.3

Les fixations donnant le démontage le plus commode sont incontestablement celles des assemblages non travaillants, qui peuvent se faire par un certain nombre de clips, peu nombreux et d'un maniement commode et immédiat. Il y a de nombreux types de clips qui sont loin d'avoir tous la même valeur. Il faut surtout exiger des clips qu'on sache d'une façon indiscutable s'ils sont enclenchés ou non, soit d'après leur position, soit par une butée bien franche. Il y a eu souvent en vol des ouvertures intempestives résultant de clips mal enclenchés, et dont les conséquences ont été parfois très graves.

Un système, analogue aux clips, qui donne toute satisfaction au point de vue démontage rapide, est celui des « sauterelles », qui a été fréquemment employé pour la fermeture des capots d'automobile.

7,132.4

Notons d'ailleurs que les questions d'accessibilité et de démontage ont, là encore, une répercussion sur la construction: ainsi pour qu'un capot puisse n'être tenu que par quatre points seulement, il faut que sa structure soit particulièrement rigide et bien prévue pour cela. Le capotage moteur supérieur du

Messerschmitt 109, fixé seulement par deux sauterelles (1) de chaque côté, en est un très bon exemple.

7,133

### Visite après combat.

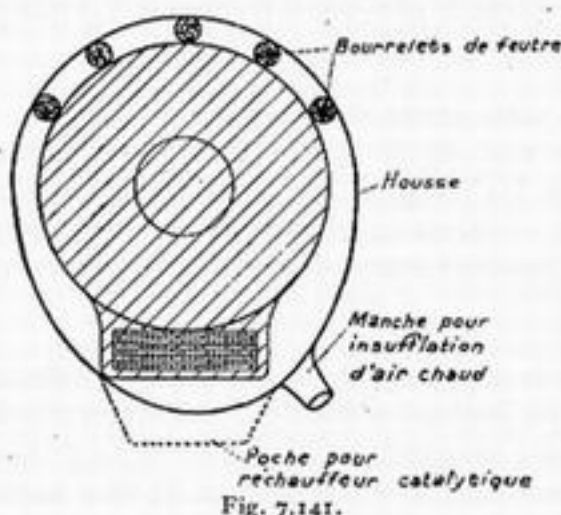
Il faut rattacher aux questions d'entretien, la visite de la structure après le combat. A ce point de vue, il est très désirable sur les avions militaires d'éviter les constructions en caisson à quatre faces pleines. Nous avons vu en 4,112.113.2 l'avantage à cet égard des âmes en treillis.

Lorsqu'on ne peut éviter des caissons à âme pleine, on peut envisager certains autres moyens. Une solution partielle assez heureuse sur Curtiss 75 et Messerschmitt 109 permet l'utilisation à cette fin des alvéoles de logement des roues dans l'aile : leur paroi cylindrique verticale est fermée par une toile coupée au milieu de sa hauteur par une fermeture-éclair. En ouvrant et rabattant cette toile, on peut facilement visiter la structure. Mais il faut insister sur le fait que des solutions de ce genre doivent être prévues dès l'origine ; en effet, le trou pratiqué dans l'aile par la roue a besoin d'être rigidifié et tenu. Il faut qu'il le soit par des parties fixes dans l'aile, si l'on veut éviter d'avoir à munir ce puits d'un cylindre métallique fermé qui interdit la visite comme c'est le cas dans les avions français de la même catégorie.

## 7,14 - DÉPART DE L'AVION POUR LE VOL

7,141

Le démarrage par temps froid des avions militaires doit être possible aisément après un long campement en plein air. Ceci exige un réchauffage, et la calorifugation des housses des groupes motopropulseurs, qui doivent comporter des poches pour l'introduction de réchauffeurs catalytiques permanents, ou des ouvertures pour l'introduction des manches de réchauffage des voitures insufflatrices d'air chaud au moment de la mise en route.



L'isolement thermique est grandement amélioré si on prend soin de ne pas poser ces housses directement sur les capots-moteurs, mais de les en écarter par une petite couche d'air, par exemple en les munissant intérieurement d'un certain nombre de bourrelets de feutre cousus de place en place (v. fig. 7,141).

7,142

L'accès au sol mérite également d'être étudié soigneusement et avec un esprit résolument pratique.

Pour l'équipage des avions militaires civils, on aura soin de disposer tous les marchepieds et poignées nécessaires, escamotables au besoin pour éviter de nuire au fini aérodynamique de l'avion. Les réalisations devront être d'autant plus commodées que l'équipage des avions militaires est généralement engoncé dans des effets de vol très épais. Pour l'accès dans les postes avant des bimoteurs à nez très étroit, on évitera d'obliger l'utilisateur à passer entre les hélices en marche.

(1) Elles-mêmes verrouillées en position fermée par un petit clip : de telles superpositions de sécurité deviennent très admissibles à partir du moment où leur nombre est ainsi très réduit.



Pour les passagers des avions de transport, l'accès doit être non seulement commode, mais même confortable, ce qui impose pour les portes des conditions d'encombrement particulièrement difficiles à satisfaire dans le cas des cabines étanches (voir 11,222.2). Pour les gros avions des lignes commerciales, la montée du sol jusqu'au niveau de la porte d'entrée se fera toujours par des escabeaux qui font partie de l'équipement de l'aéroport; mais pour les petits avions de transport et les bimoteurs légers de grand tourisme, susceptibles de se poser sur des aéroports plus ou moins aménagés, il sera bon de prévoir un escabeau emporté à bord de l'avion, et qui pourra avantageusement être escamoté dans le fuselage ou dans le bord de fuite de l'aile — les escamotages en question devant comporter toutes les sécurités nécessaires pour éviter un déploiement en vol : l'escabeau serait alors immanquablement arraché, ce qui mettrait en danger les empennages de l'avion.

7,143

Quand l'avion commence à rouler, il faut qu'il soit protégé contre toutes les projections de boue et de pierres. Pour cela on dispose sur les roues des pare-boue ou des pare-pierres. Un empennage surélevé est avantageux à ce point de vue. Rappelons aussi que pour la protection des hélices les groupes motopropulseurs propulsifs sont très mauvais. Il faut aussi protéger soigneusement les radiateurs qui pourraient être crevés par une pierre.

Enfin, il ne faut pas seulement considérer la protection contre la boue et les pierres mais aussi contre l'herbe : certaines entrées d'air de radiateurs ventraux situés au ras du sol (exemple : Arsenal VG 33) se gorgent littéralement d'herbe haute, et sont ainsi obstruées en été pour la montée qui suit le décollage, c'est-à-dire dans les circonstances les plus critiques pour le refroidissement. Pour éviter ces ennuis, il n'est pas mauvais de mettre des grilles à l'entrée des prises d'air du radiateur, mais il est préférable surtout de bien placer celles-ci.

Ces questions ne se posent évidemment plus si l'on admet la généralisation des pistes de roulement — mais à condition de disposer de pistes aménagées, non seulement pour le décollage, mais encore pour la circulation au sol autour du terrain : cette servitude, qui risque de n'être pas satisfaite sur des terrains d'opérations hâtivement installés en temps de guerre, oblige à une certaine vigilance pour les avions militaires.

---

## 7,2 - GÉNÉRALITÉS

### SUR LES COMMANDES

---

Ayant étudié les servitudes de mise en œuvre au sol, occupons-nous de la mise en œuvre en vol. Celle-ci se fait surtout au moyen des commandes, dont nous allons maintenant parler.

7,20

Les avions modernes — à l'exception cependant des petits appareils légers et économiques : tourisme, sport, etc... — sont dotés de commandes très nombreuses.

Nous avons déjà parlé au chapitre IV des principales commandes du planeur :

escamotage d'atterrisseur (4,42), freins (4,463), commandes de vol et de compensateurs (4,62), commandes diverses : hypersustentateurs et autres (4,63).

Nous avons énuméré en 6,011 les commandes du groupe motopropulseur, qui sont bien plus nombreuses encore. Les équipements et armements dont l'installation à bord de l'avion a été évoquée en 6,2 et 6,3, comportent aussi, bien entendu, une foule de commandes. On peut en dire autant des aménagements généraux eux-mêmes : ainsi les sièges et palonniers réglables, les trappes et déflecteurs sur les avions militaires, le conditionnement de l'air et le chauffage de cabine ou d'habitacle, etc...

Enfin, certains dispositifs de sécurité, échappant aux rubriques précédentes, tels que les dégivreurs, que nous étudierons en 11,11, donnent lieu également à des commandes particulières.

Il ne saurait être question, bien entendu, d'étudier dans le détail tous les modes de réalisation possibles des commandes, mais il a paru intéressant de grouper ici un certain nombre d'observations qui leur sont communes.

## 7,21 PRINCIPES DE RÉALISATION

### 7,211 Classification.

7,211.1 Pour les besoins de l'exposé qui suit, on peut classer les diverses commandes en 3 catégories principales selon leur destination :

- celles qui servent pour le fonctionnement normal de l'avion ou de ses équipements : commandes de vol, du groupe motopropulseur, etc...;
- celles qui servent pour la commodité et le confort des utilisateurs : commandes d'aménagement, de conditionnement d'air et de chauffage, etc...;
- celles qui servent pour la sécurité en cas d'accident : largage d'habitacle, robinets coupe-feu, extincteurs, etc...

7,211.2 En se plaçant à un autre point de vue et selon la façon dont elles sont réalisées, on peut distinguer les commandes par « tout ou rien » et les commandes asservies, dans lesquelles le fonctionnement de l'organe à commander suit quantitativement le déplacement de la commande.

Ces dernières doivent présenter une grande douceur d'emploi pour être progressives (ce qui n'est pas facile à obtenir), sinon elles fonctionnent par saccades et l'asservissement n'est qu'illusoire.

### 7,212 Indicateurs.

Les commandes doivent être accompagnées d'*indicateurs*, mettant en évidence le résultat obtenu, chaque fois que celle-ci n'est pas *immédiatement et physiquement* perceptible. Ainsi, par exemple, un indicateur n'est pas nécessaire pour une commande de vol, ni pour une commande de freins sur roues, car le pilote ressent personnellement et peut immédiatement doser leur effet; au contraire, il en faut pour les commandes d'escamotage d'atterrisseur, comme nous l'avons vu en 4,423.3, pour les commandes d'hypersustentateurs, etc...

Un exemple particulier fera comprendre la nuance : il n'y a besoin d'indicateurs sur les commandes de compensateurs de réaction des gouvernes que pour permettre de leur donner la position convenable pour le décollage : sinon, en vol, on pourrait parfaitement se guider sur la seule réaction obtenue dans la commande.

Les indicateurs eux-mêmes peuvent, comme les commandes, agir par « tout ou rien » ou progressivement. Ils sont souvent constitués par un instrument de bord mesurant une grandeur physique. Cependant celui-ci ne suffit pas lorsque

la relation de cette grandeur avec la commande dont il s'agit est trop indirecte ou trop paresseuse : on est alors conduit à installer un indicateur de déplacement de l'organe commandé. Par exemple l'anémomètre, dont on pourrait en principe déduire certaines conclusions sur la position de l'atterrisseur escamotable ou des hypersustentateurs, ne dispense pas d'indicateurs directs de position de ces organes. Les thermomètres d'huile, de liquide refroidisseur ou de culasse suivent si lentement la manœuvre des volets de capot ou des by-pass de radiateurs qu'un indicateur de position de ces organes sera souvent utile lorsqu'ils ne sont pas vus par l'équipage.

### ,213 Agents de transmission.

Beaucoup de commandes font appel à l'énergie de servitude de bord (électrique, pneumatique, hydraulique). Nous avons déjà étudié cette question en 6,4 et n'y reviendrons pas ici. Il ne nous reste donc à parler que des agents de transmission des commandes « directes » actionnées par la seule force musculaire de l'utilisateur, à l'exclusion de celles qui empruntent de l'énergie au dehors et qu'on peut appeler pour cette raison des « servo-commandes » (1).

Les agents de transmission qui leur conviennent le mieux sont les agents mécaniques ou hydrauliques.

,213.1 Les premiers, comme nous l'avons déjà vu en 6,421.11, manquent de souplesse et ne se prêtent pas aisément à n'importe quel trajet; de plus ils comportent des frottements qu'on aggrave souvent lorsqu'on cherche à s'affranchir des sujétions de parcours par l'emploi de commandes souples sous gaines.

Ces frottements peuvent nuire gravement à la progressivité dont nous avons signalé en 7,211.2 la nécessité pour les commandes asservies. Par exemple, pour les commandes de gaz sur multimoteurs, il peut en résulter des manœuvres par saccades, causant de fortes dissymétries dans l'admission aux moteurs latéraux. De nombreux accidents par cheval de bois au décollage n'ont pas eu d'autre cause.

De plus, nous verrons en 11,2 que leur passage à travers les cloisons constitue une difficulté dans la construction des cabines étanches.

,213.2 Les transmissions hydrauliques, qui échappent aux griefs précités, présentent par contre l'inconvénient d'être sujettes à des fuites qui imposent une certaine surveillance, ainsi que des remplissages ou des purges; il est vrai qu'on peut voir dans ces travaux d'entretien l'équivalent du graissage nécessaire pour les commandes mécaniques.

Les unes comme les autres sont généralement durcies par le froid, qui agit, soit sur les lubrifiants ou les dilatations des commandes mécaniques (surtout dans les commandes souples sous gaine), soit sur la viscosité du liquide employé dans les commandes hydrauliques.

Au point de vue de la facilité et de la conservation du réglage, notons que les commandes mécaniques sont plus indiquées lorsqu'il s'agit d'un paramètre de *position*, et les commandes hydrauliques chaque fois qu'on veut transmettre un *effort*, surtout lorsqu'il faut coordonner plusieurs récepteurs (avantage bien connu pour les installations de freins sur les 4 roues dans l'automobile).

,213.3 A cette question se rattache celle, particulièrement intéressante pour les nombreuses commandes relatives au groupe motopropulseur, du démontage

(1) La première ou la dernière partie d'une servo-commande est d'ailleurs généralement, sur un trajet plus ou moins long, une commande directe et relève donc de ce que nous disons ici.



rapide, permettant le remontage *sans avoir à reprendre aucun réglage*. Ceci suppose l'existence, dans le plan de sectionnement, d'éléments eux-mêmes parfaitement réglés, et susceptibles d'être accouplés ou dissociés par une manœuvre simple.

Pour les commandes mécaniques, ce sont souvent des éléments à rotules. Si l'on veut éviter qu'ils introduisent à la longue des jeux nuisibles à la précision des commandes, il faut éviter les rotules trop petites et augmenter au contraire le plus possible les surfaces de portée pour diminuer les frottements. Le problème est le même, indépendamment de tout démontage, pour les cardans souvent interposés dans les commandes mécaniques, et dont on aura toujours intérêt à grossir les axes au maximum. Un peu d'ingéniosité permettra souvent d'arriver à ces résultats sans augmenter notablement ni le poids, ni les encombrements des commandes.

## 7,22 COMMODITÉ D'EMPLOI

7,221 Une commande quelconque doit d'abord être trouvée et atteinte aisément.

Les bons emplacements dont on dispose au voisinage immédiat de l'utilisateur (pilote notamment) étant très réduits, il est nécessaire d'établir une hiérarchie à ce point de vue entre les diverses commandes. Cette tâche est plus délicate qu'il ne semble au premier abord. On ne trouve qu'une aide assez illusoire dans le classement par catégories, envisagé en 7,211.1 : les commandes de la 2<sup>e</sup> catégorie sont évidemment moins importantes que les autres, mais il faut remarquer que la question de commodité est précisément leur seule raison d'être, et que l'incommodité équivaut pour elles à la suppression.

7,222 Ce que nous avons dit en 6,511.1 du groupement judicieux des instruments s'applique aussi au groupement des commandes. Le but poursuivi est, ici aussi, de soulager la mémoire et l'attention de l'utilisateur en mettant dans une même région, sous sa main, tout ce qui se réfère à une même catégorie d'utilisation.

7,222.1 Pour les commandes, ce groupement peut être ordonné par rapport à deux préoccupations différentes :

— parties de l'avion intéressées : par exemple, mettre ensemble toutes les commandes du groupe motopropulseur;

— cas de vol intéressé : mettre ensemble toutes les commandes à manœuvrer à l'atterrissage par exemple.

La première de ces deux conceptions est seule à retenir en général, car la plupart des commandes ont à intervenir dans plusieurs opérations. Cependant, la seconde a été parfois adoptée pour faciliter la tâche de l'utilisateur, et notamment du pilote, dans certains cas de vol délicats (exemple : commande unique, par un seul bouton, de ressource automatique sur l'avion de bombardement en piqué Junkers 88).

7,222.2 Le groupement des commandes peut d'ailleurs aller, comme dans l'exemple qui vient d'être cité, jusqu'à leur solidarisation *mécanique* et automatique.

Le problème de la simplification des commandes par leur accouplement en « commande unique » ne date pas d'aujourd'hui : des inventeurs ont dès longtemps proposé pour conjuguer l'action de la direction et des ailerons dans les virages des dispositifs de ce genre, qui ne se sont pas répandus parce qu'ils étaient à la fois compliqués et inopportuns, les deux commandes transversales n'étant pas liées dans la réalité par une relation simple et constante, et gagnant à rester séparées. D'une manière plus pratique, la commande simultanée de l'admission et du

pas de l'hélice a été souvent réalisée sur les avions récents, encore qu'elle soulève aussi des difficultés de principe, la relation optima à établir entre ces deux commandes n'étant pas la même en palier, en montée, au décollage, etc...

L'une des tentatives les plus poussées qui aient vu le jour jusqu'à présent pour grouper l'extrême multiplicité des commandes du groupe motopropulseur sous l'obédience d'une seule manette, est celle du moteur allemand B M W 801 (sur le monoplace de chasse Focke-Wulf 190 par exemple) qui comporte une boîte de commande particulièrement compliquée. Remarquons d'ailleurs que la simplification *d'emploi* qui résulte de tels dispositifs se paye toujours d'une complication *de réalisation* (ici : liaisons supplémentaires à établir) comme il arrive chaque fois qu'on s'attaque aux effets ou aux manifestations d'une réalité technique et non pas à la cause, seule source des simplifications véritables.

1,222.3

On réalise parfois le groupement des commandes par leur superposition, une commande principale portant, dans sa poignée, par exemple telle ou telle commande secondaire. Cette solution qui évite à l'utilisateur de déplacer les mains a toujours existé pour les commandes de tir des armes fixes. Même pour les autres commandes elle ne date pas d'hier : déjà pendant la guerre de 1914-18 le « manche à balai » du monoplace de chasse allemand Fokker D 7 était équipé d'une manette répétitive de la commande des gaz, de même que le volant des premières automobiles comportait une répétition de l'accélérateur.

Aujourd'hui on met couramment dans les poignées de manches à balais ou les volants de commandes de vol, une ou plusieurs des commandes suivantes : freins sur roues, hypersustentateurs, changement de pas d'hélice, tir des armes fixes, largage général des bombes, commande d'alternat ou changement de longueur d'onde du poste radio (sur monoplace), etc...

Plusieurs de ces commandes se rencontrent parfois aussi dans la poignée de la manette des gaz, notamment la commande d'hélice (exemple : Focke-Wulf 190), mais parfois aussi commandes de tir ou même de freins sur roue : sur Junkers 52 par exemple, c'est la manette de gaz elle-même qui, au delà de la position « réduit à fond » accroche un levier à ergot qui manœuvre les freins.

On se trouve ainsi conduit à la notion de « commande automatique », que le pilote manœuvre sans même s'en douter, par le seul fait qu'il se met dans un cas de fonctionnement déterminé. Rappelons par exemple (Cf. 3,423.12) le verrouillage automatique de la roue de queue dans le plan de symétrie de l'avion, obtenu automatiquement en tirant le manche à fond en arrière (Focke-Wulf 190, Yak 3).

1,223

L'emploi des commandes est facilité si leur manœuvre se fait dans un sens correspondant aux réflexes normaux du pilote.

Par exemple, toutes les commandes exerçant un mouvement mécanique de l'avion ou d'une de ses parties rappelleront le sens de ces mouvements; les manivelles ou volants actionnant les compensateurs de commandes de vol seront disposées perpendiculairement aux 3 axes autour desquels elles doivent provoquer des mouvements; les commandes d'escamotage d'atterrisseurs se manœuvreront vers le haut pour l'escamotage, vers le bas pour la sortie; une commande de réglage de siège en hauteur se lèvera pour monter et s'abaissera pour descendre, etc...

1,224

La manœuvre des commandes doit être aisée et ne pas exiger d'efforts excessifs.

D'autre part, une certaine rapidité d'action est toujours souhaitable : des commandes trop démultipliées, donc trop lentes, peuvent être fâcheuses (commandes mécaniques d'hypersustentateurs par vis et écrou, par exemple).

Pour les commandes ayant à exercer des efforts importants, les deux conditions qui précèdent ne sont compatibles qu'en faisant appel à des énergies de servitude : d'où l'introduction nécessaire de celles-ci à bord des avions dépassant un certain tonnage.

Mais certaines commandes, comme les détentés d'armes, ont plus particulièrement besoin d'agir d'une manière instantanée, ce qui conduit à préférer pour leur réalisation certains agents de transmission à d'autres; en particulier, pour les commandes de tir, l'électricité s'impose de préférence à l'air comprimé pour les trajets de grande longueur — quitte à ce qu'au voisinage immédiat de l'arme la commande électrique instantanée déclenche l'air comprimé, si celui-ci est vraiment plus adéquat pour le mouvement à produire (cas des valves électropneumatiques). Ceci n'est pas une cascade d'énergie au sens que nous avons vu en 6,422.3 parce que l'électricité ne joue pas ici le rôle d'un muscle, mais plutôt celui d'une fibre nerveuse.

7,23

*SÉCURITÉ*

7,231

Faire appel à une énergie de servitude est pour une commande une source de pannes supplémentaires. C'est pourquoi dans ce cas, les commandes essentielles sont souvent doublées de commandes de secours faisant appel, soit à une autre forme d'énergie de servitude, soit à une liaison mécanique directe. Mais on fera bien de mesurer chaque fois les complications et le poids qu'entraînent ces raffinements : n'oublions pas que des considérations de simplicité doivent, comme nous l'avons vu en 6,022, faire attribuer un sérieux préjugé défavorable aux sécurités en cascade.

7,232

Les organes de commande doivent être protégés contre les accrochages intempestifs dans la circulation à bord de l'appareil.

Cette protection peut se réaliser de plusieurs façons différentes.

On peut d'abord plomber, freiner ou goupiller la commande; ce procédé ne saurait s'appliquer normalement qu'aux commandes dont la manœuvre est exceptionnelle, c'est-à-dire à celles de la 3<sup>e</sup> catégorie envisagée en 7,211.1 (sécurité) — encore apporte-t-il dans leur mise en œuvre un élément de retard qui peut être un danger.

On peut encore faire en sorte qu'il faille deux mouvements contradictoires, donc volontaires, pour actionner réellement la commande : c'est le dispositif employé le plus souvent pour la manœuvre des portes : par exemple poignée à tourner vers le bas pendant qu'un bouton de sécurité est à pousser vers le haut.

On peut aussi protéger la commande par un carter approprié qui l'enferme complètement — et doit être alors escamotable ou amovible pour permettre le fonctionnement — ou par une garde tenant les objets perturbateurs à distance tout en permettant toujours la manœuvre normale (certaines commandes de robinets ou de contact par exemple).

7,233

Il est bon de parer dans toute la mesure du possible aux fausses manœuvres éventuelles des commandes.

7,233.1

La première précaution à prendre à cet égard consiste à bien les différencier : ainsi de nombreux escamotages de train après atterrissage ont été dus à une confusion entre la commande d'hypersustentateurs et la commande d'escamotage de l'atterrisseur : le pilote voulant refermer les volets d'intrados par exemple après l'atterrissage, escamote le train. Lorsqu'il s'agit, comme c'est ici le cas, de com-



mandes qu'on manœuvre sans les regarder, l'attention étant absorbée ailleurs, la différenciation ne doit pas porter seulement sur la couleur mais sur la forme et même si possible sur le sens d'action de la commande.

7,233.2 On peut aussi prévoir, contre les fausses manœuvres, différentes sortes d'interdictions. C'est ainsi que pour éviter l'omission de la sortie du train, on a souvent réalisé des dispositifs en cascade ne permettant pas de braquer les hypersustentateurs, dont l'absence est plus immédiatement perceptible au pilote au cours de la prise de terrain, sans avoir sorti l'atterrisseur.

Pour éviter l'escamotage intempestif pendant le roulement au sol, on a fait des verrouillages mécaniques de l'atterrisseur sorti, actionnés par l'enfoncement des amortisseurs par exemple. Dans le même ordre d'idées, sur Bristol « Beau-fighter » c'est le *levier de commande* d'escamotage qui est verrouillé et immobilisé mécaniquement lorsque l'avion repose sur le sol.

Nous avons vu enfin en 4,423.3 qu'on sera bien inspiré de disposer des *avertisseurs* attirant visuellement ou acoustiquement l'attention du pilote, dans le cas de certaines omissions graves.

---

## 7,3 SÉCURITÉ

---

En raison de l'importance considérable des questions de sécurité dans la Construction des Avions, nous nous proposons de regrouper ici, à titre d'aide-mémoire, les principales précautions qu'on ne devra pas omettre à ce point de vue. La plupart d'entre elles faisant déjà l'objet d'études de détail dispersées dans tout l'ouvrage, il s'agit d'un simple rappel d'où nous excluons tout développement, sauf pour quelques points qui n'ont pas été abordés ailleurs.

Il faut d'ailleurs faire un choix, car les causes possibles d'accident étant innombrables, tout ce qui concerne la construction des avions a plus ou moins de répercussions sur la sécurité. Nous nous bornerons donc à récapituler sommairement ici les principales dispositions courantes qui n'ont *pas d'autre raison d'être* que la sécurité, et qui ne sont pas recherchées par ailleurs pour le fonctionnement normal de l'avion.

### 7,3<sup>1</sup> RISQUES ATMOSPHERIQUES

#### 7,311 Givrage.

L'un des premiers risques atmosphériques, et le plus à l'ordre du jour depuis le développement du pilotage dans les nuages, est le givrage. L'étude de ce sujet sera faite en 11,1. Résumons simplement ici par anticipation les principales précautions qui en découlent.

7,311.1

La protection du *planeur* exige le dégivrage des bords d'attaque de l'aile et des empennages. Actuellement le dispositif le plus répandu est le dégivreur pneumatique Goodrich. Les études s'orientent vers des dégivreurs thermiques utilisant la chaleur des gaz d'échappement.

On dégivre les vitres extérieurement par des balais essuie-glace, généralement avec projection de liquide, et intérieurement par air chaud ou par fils électriques incorporés ou superposés à la vitre.

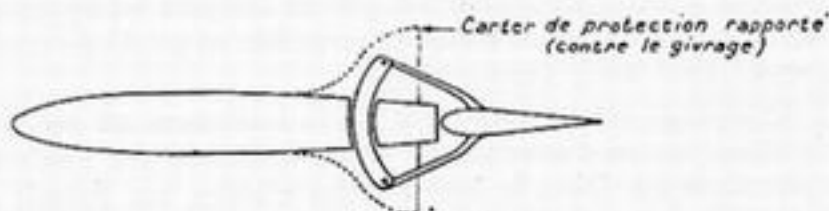


Fig. 7,311.1.

Toutes les parties mobiles du *planeur* : articulations de gouvernes, guignols, masses d'équilibrage, etc... doivent absolument être noyées dans le planeur, ou protégées par un carter (v. fig. 7,311.1), ou à la rigueur (mais c'est un pis-aller) par un réchauffage.

Dans le plan des hélices le fuselage doit être inhabité, dépourvu de vitres, même il sera bon de le renforcer un peu contre les effets des grêlons projetés par les hélices, qui traversent facilement des tôles de duralumin de près d'un millimètre d'épaisseur.

En cas de catastrophe due au givrage, la seule ressource est l'évacuation en parachute, ce qui suppose que les portes et trappes d'évacuation puissent s'ouvrir même en cas de givrage violent, condition difficile à réaliser.

7,311.2

La protection du *groupe motopropulseur* comporte notamment : le réchauffage du carburateur (tant que l'injection directe ne se sera pas généralisée), le dégagement de l'entrée des manches d'admission, l'installation des mises à l'air libre des réservoirs d'essence et d'huile à l'intérieur du planeur, si possible dans une région réchauffée (v. 6,122.22) — le dégivrage des hélices : dégivreur Goodrich par projection de liquide sur les pales, dégivreurs thermiques électriques — v. 11,111 et 11,113.4.

7,311.3

Pour la protection des *équipements* on devra réchauffer les antennes anémométriques et la planche de bord (v. 6,21). L'entraînement des instruments gyroscopiques sera assuré si possible par l'électricité, ou à la rigueur par un circuit de dépression soigneusement protégé contre le givre : pompe à vide, ou venturi situé derrière un radiateur — v. 6,213.1 et 6,412.3. Les fils d'antenne fixes ne doivent jamais faire avec le vent relatif un angle supérieur à  $15^\circ$  (v. 11,123).

7,312

### Foudre.

Un second risque atmosphérique important est la foudre. Nous avons vu que contre ce danger l'avion doit être soigneusement métallisé (v. 6,242).

7,32

## RISQUES D'INCENDIE

7,321

L'installation d'un extincteur fixe de capot, avec des éjecteurs braqués d'avance sur les principaux points sensibles (carburateur, magnétos, etc.) est réglementaire en France (1). Sa mise en œuvre peut être automatique, ou commandée par le pilote, selon les prescriptions des programmes.

(1) Il n'en est pas de même dans certains pays étrangers (Amérique, Russie). On peut d'ailleurs concevoir des doutes sur l'efficacité de ce dispositif dans un violent courant d'air.

Il est nécessaire également de réaliser, pour éviter que les flammes se répandent dans le planeur, une cloison pare-feu fermant le compartiment moteur par l'arrière et constituée par une plaque d'amiante prise en sandwich entre deux tôles, avec des passages *étanches* pour les canalisations et commandes.

Pour compléter l'effet de la tôle pare-feu et localiser l'incendie, il faut évidemment, sur les multimoteurs à moteurs latéraux, isoler le bord d'attaque des compartiments moteurs et du fuselage, sinon on risque (et cela s'est souvent produit dans le passé) que les flammes se propagent par le bord d'attaque jusque dans le fuselage.

Dans le compartiment moteur, les « points névralgiques » à surveiller de plus près sont notamment l'échappement, et le carburateur lorsqu'il est aspiré, surtout si sa manche d'admission d'air est par-dessous.

Les tubulures et divers organes d'échappement devront être rendus parfaitement étanches jusqu'à leur sortie du planeur, dont l'emplacement devra être judicieusement situé en dehors de toute possibilité d'égout ou de vapeurs de combustible. Les dilatations devront être prévues par des joints ad hoc, et les fissurations évitées par le choix d'un métal très dur et inoxydable.

La ventilation énergique du capot moteur, dont nous avons déjà signalé en 6,144 l'utilité pour le refroidissement général, joue un rôle également très important au point de vue de la sécurité, pour balayer les vapeurs d'essence et d'huile. A plus forte raison, les égouts *liquides* d'essence et d'huile doivent être évacués par des trous percés aux points bas des capots, loin des pipes d'échappement (v. 7,124).

7,322

Un robinet coupe-feu doit pouvoir fermer l'arrivée d'essence en cas de rupture de canalisation.

Autrefois situé sur le refoulement des pompes, ce robinet est maintenant placé avant l'entrée du combustible à travers la cloison pare-feu, afin d'interrompre plus sûrement, quel que soit le lieu de la rupture, et même si le réservoir est en

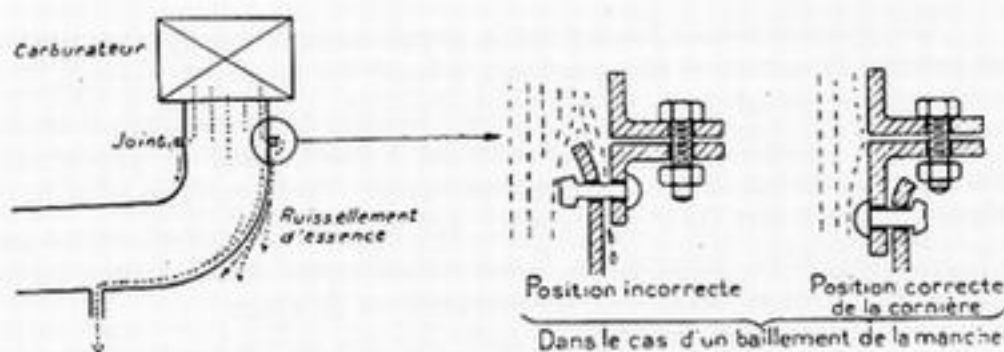


Fig. 7.322.

charge, l'afflux d'essence dans le compartiment moteur, quitte à laisser s'enflammer la quantité qui s'y trouve déjà, par exemple à l'intérieur des pompes, ce que cherchait à éviter la disposition précédente.

Il faut aussi soigner l'étanchéité de la jonction du carburateur à la manche à air, lorsque celle-ci est inférieure. Si ce raccord n'est pas très étanche, l'essence peut ruisseler dans le capot moteur, en cas de coincement de pointe ou lors des injections au démarrage : ces deux circonstances se présentent fréquemment à la mise en marche des moteurs. La figure 7,322 donne un exemple de réalisation incorrecte et un exemple de réalisation correcte à cet égard.

L'essence qui coule dans la manche doit être évacuée au moyen d'un tuyau de diamètre suffisant placé au point bas : on accentue d'ailleurs celui-ci par un



empochement pour qu'il reste invariable malgré des changements d'assiette importants de l'avion (en vol — au sol).

L'étanchéité d'huile est importante également, car l'huile peut être une cause d'incendie aussi grave que l'essence et quelquefois plus, bien qu'elle soit plus difficile à allumer, parce qu'elle est aussi plus difficile à éteindre. L'étanchéité devra aussi être assurée dans de bonnes conditions pour les circuits de refroidissement, en cas d'emploi d'éthane-diol pur, qui est combustible.

7.323

Les tuyauteries de liquides combustibles (1) devront comporter des éléments souples, ou à la rigueur des « cors de chasse », chaque fois que leurs deux extrémités ne s'attachent pas à deux pièces rigidement liées l'une à l'autre. C'est le cas très particulièrement des tuyauteries reliant le moteur à une partie fixe du planeur (v. 6,113). En outre, ces tuyauteries souples doivent être soutenues, à des distances assez rapprochées pour leur éviter de vibrer ou de battre ; elles ne devront pas passer au voisinage immédiat, et à plus forte raison au contact même, comme cela s'est vu, d'une culasse ou d'une pipe d'échappement, qui les grilleraient rapidement.

D'une manière générale, à bord, il faut éviter que les circulations en question suivent inutilement le parcours des canalisations électriques, du moins dans les régions où celles-ci présentent des interruptions (boîtes à bornes, etc.) : en tous cas, on prendra soin de les situer au-dessous.

Enfin, il est nécessaire dans le compartiment moteur de protéger toutes les coupures électriques (contacts et bornes) par des boîtiers *étanches* pour éviter les risques d'étincelles.

7.33

## ÉVACUATION. RISQUES DIVERS

7.331

### Évacuation en parachute.

7.331.1

Des considérations basées sur la psychologie de l'utilisateur interdisent, paraît-il, de prévoir l'évacuation en parachute, à bord des avions de transport. Cette raison a de quoi surprendre, car en navigation maritime par exemple il semble bien que la clientèle se méfierait au contraire (et à juste titre) de paquebots dépourvus d'embarcations ou de ceintures de sauvetage. Quoi qu'il en soit, le constructeur d'avions aurait tort de s'en plaindre, car sa tâche ne serait certes pas simplifiée par les ouvertures nécessaires. Nous n'étudierons donc ici que l'évacuation des avions militaires et des avions de tourisme ou de sport.

Cette évacuation doit être assurée par des issues larges, bien dégagées, avec des poignées ou rambardes permettant de se tenir. Il faut pouvoir passer vite et dans n'importe quelle position de l'avion, et pouvoir se raccrocher à des points d'appui malgré de fortes accélérations (exemple : force centrifuge en cas de virage à plat).

Ces issues doivent se trouver le plus près possible des postes d'utilisation et leur ouverture doit rester possible malgré le vent relatif. C'est ainsi que, si l'on veut se servir pour l'évacuation d'une porte normale d'accès, il faut la rendre largable en faisant sauter sa charnière, car celle-ci pour permettre sa fermeture au sol une fois les moteurs en marche, malgré le souffle des hélices, est générale-

(1) On rappelle que celles-ci comprennent notamment les canalisations de refroidissement lorsqu'on emploie de l'éthane-diol pur, et (toujours dans l'état actuel de la technique) celles du réseau hydraulique de bord, y compris, dans l'état actuel de la technique, celles du réseau hydraulique de bord.

ment disposée à l'avant de la porte, et en vol le vent relatif empêcherait l'ouverture.

7,331.2

L'ouverture doit également rester possible malgré le dérapage de l'avion, ce qui condamne absolument (v. fig. 7,331.2) les habitacles vitrés ne s'ouvrant que par basculement latéral. Le fait que la charnière soit parallèle au vent relatif n'est pas, comme certains paraissent le croire, une excuse suffisante car s'il permet l'ouverture en cas de vol *symétrique*, il ne la permet plus en cas de dérapage du côté où doit se faire le basculement. Un tel système n'est viable que pour l'accès au sol : en vol il doit absolument être rendu largable et peut l'être facilement par une charnière amovible, sans aller jusqu'à la solution, d'ailleurs élégante, du Messerschmitt 109 dans lequel le largage se fait par déboîtement de proche en proche, l'élément arrière (qui sert de verrou à l'ensemble) étant éjecté le premier avec l'aide d'un ressort déclenché par le pilote. Ce ressort est même remplacé par un dispositif à cartouche explosive sur Focke-Wulf 190 et sur les avions allemands à réaction.

Cependant, quand on a le choix entre diverses solutions, il faut éviter autant que possible les largages qui détériorent la queue de l'appareil au passage et compromettent encore pendant le saut de l'utilisateur la tenue de l'avion, déjà précaire par hypothèse puisqu'on a décidé l'abandon du bord.

Les dispositions non largables qui réussissent le mieux à s'affranchir des effets du dérapage sont celles qui comportent un coulissement par glissement de la surface sur elle-même, soit vers l'arrière (habitacles coulissants de la plupart des avions de chasse, et de nombreux autres appareils plus gros à superstructures vitrées, comme Bloch 175, Amiot 351-354, etc...), soit latéralement, la partie transparente étant souple et glissant dans une feuillure à la façon des rideaux métalliques (cas des avions Caudron 690 et 714).

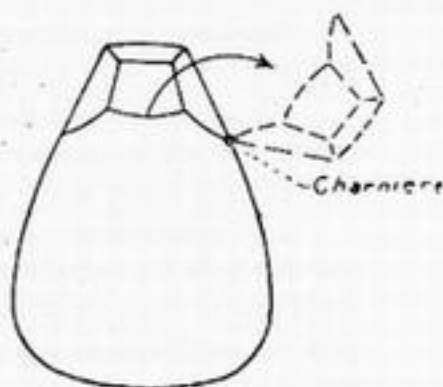


Fig. 7.331.2.

7,331.3

Il arrive que certaines de ces dispositions d'habitacles se manœuvrent très bien au sol, mais ne fonctionnent plus aux vitesses élevées. Un exemple typique a été fourni par un habitacle coulissant vers l'arrière sur des rails, et dont la dépression due à la vitesse provoquait un certain gonflement : le frottement des flancs contre les faces *latérales* des rails ou de la carlingue devenait tel qu'on ne pouvait plus ouvrir. Le remède a consisté à disposer des galets de roulement *horizontaux* en plus des galets verticaux de roulement normal, ce qui n'avait pas paru nécessaire a priori lors de la première étude. L'attention de l'ingénieur doit rester en éveil sur des surprises de ce genre.

D'ailleurs, pour s'affranchir même des difficultés musculaires que peut éprouver le pilote à sortir des avions de très haute vitesse, on a été jusqu'à concevoir (avions à réaction allemands) des dispositifs à cartouche éjectant sur commande, non seulement l'habitacle, mais le pilote lui-même.

7,332

#### Accidents. Cas de vols anormaux.

Nous avons vu en 4,332 que les structures doivent être prévues pour permettre sans trop de dégâts l'atterrissage avec train escamoté, et qu'en cas de capotage la protection de l'équipage contre l'écrasement doit être assurée au moyen de pièces renforcées : couples de fuselage renforcés ou pyramides spéciales. Enfin,

dans ces deux cas, il faut prévoir, malgré les détériorations probables, l'évacuation facile du personnel.

Les prototypes d'avions acrobatiques seront opportunément dotés d'un petit parachute d'empennage destiné à les protéger contre les risques de vrille à plat lors des essais (Cf. 3,318.2).

Enfin, il peut devenir utile, quoique ce ne soit pas encore courant, d'équiper certains avions (chasseurs, ou mieux encore bombardiers en piqué) d'*avertisseurs* (1) prévenant le pilote qu'il atteint une survitesse excessive, ou qu'il dépasse une accélération limite, une altitude de redressement, ou d'une manière générale des conditions d'évolutions capitales pour la sécurité de l'avion.

7,333

### Fonctionnement du planeur.

Rappelons les sécurités que nous avons étudiées en 4,423 au sujet des atterrisseurs, et en 7,23 au sujet des commandes en général.

Nous avons signalé aussi en 4,714.1 la nécessité de freiner soigneusement toutes les pièces vissées et mobiles.

Il faut enfin saisir toutes les pièces souples sujettes à prendre du ballant.

Les accessoires qui se trouvent inutilisés lorsque l'équipage est incomplet, par exemple les ceintures et bretelles d'attache, doivent être non seulement posées mais *saisies* dans l'emplacement de repos qui leur est réservé. Il en est de même pour les positions de repos d'organes non utilisés en permanence (viseurs, jumelles, etc...).

---

(1) Rappelons la distinction faite en 4,423.3 à propos des atterrisseurs, entre les *indicateurs* renseignant avec précision celui qui les consulte, et les *avertisseurs* s'imposant nécessairement à l'attention du pilote oublieux.



## CHAPITRE VIII

---

# DEVIS DES POIDS

---

## 8,0 - IMPORTANCE DE LA QUESTION

---

En construction aéronautique, le respect des poids prévus est une des questions qui présentent le plus d'importance.

On raconte cette anecdote du début de l'aviation : un pilote des « temps héroïques » ayant parcouru plusieurs fois toute la longueur du terrain dans de vaines tentatives de décollage revient au point de départ, descend de sa machine, enlève sa veste et ses souliers, et, ainsi allégé, réussit enfin à arracher son avion du sol. Vraie ou non, cette anecdote a une valeur symbolique. N'oublions pas que le vol des « plus lourds que l'air » a été entièrement conditionné par l'apparition de moteurs suffisamment légers. On peut dire que le seuil de 5 kg par CV de puissance effective s'est révélé décisif (1) : le moteur des frères Wright en 1903 pesait à très peu de chose près 4 kg par cheval (2).

Depuis cette époque, l'impérieuse sujétion des poids a été un peu perdue de vue par le public — et même, il faut l'avouer, par bon nombre de techniciens de l'aviation. Les progrès considérables accomplis par la métallurgie, qui a su mettre au point des matériaux de résistance spécifique  $R/d$  très élevée (Cf. 4,012.2) et par l'industrie des moteurs, qui a réussi à produire des engins de plus en plus légers, puisque on descend maintenant, pour le moteur nu, bien au-dessous de 500 grammes par cheval, ont inauguré une ère de facilité dans laquelle le vol est

(1) Dans une communication à l'Académie des Sciences en 1904, le Colonel Renard — parlant, il est vrai, des hélices sustentatrices, c'est-à-dire des hélicoptères, et non des avions — disait : « la sustentation permanente d'un appareil plus lourd que l'air au moyen des hélices et des moteurs thermiques, pratiquement impossible avec des moteurs pesant 10 kg par cheval, commence à être réalisable avec les moteurs actuels dont le poids est descendu à 5 kg par cheval et même à un chiffre inférieur. Elle deviendra très facile avec des moteurs pesant 2 kg 500 par cheval, réalisables aujourd'hui ».

(2) Il s'agit ici de leur deuxième avion, celui qui effectua le 1<sup>er</sup> vol « sérieux » (4 km 600 en 5 minutes). L'avion avec lequel ils avaient exécuté la même année leur premier vol avait un moteur pesant 9 kilogrammes par cheval; mais il ne put faire qu'un bond de 284 mètres.

Il est juste de rappeler qu'avant même ces efforts américains, le Français Ader avait réussi à construire un moteur à vapeur avec mèche à alcool pesant, sans eau ni combustible, mais complètement équipé, 3 kg par cheval.

devenu chose facile et courante — et l'on a tellement pris l'habitude de voir les avions enlever de fortes charges commerciales, qu'on est facilement enclin à penser que quelques dizaines de kilogrammes (voire même quelques centaines pour les gros appareils) de plus ou de moins dans la structure n'ont pas grande importance. Et de sourire lorsqu'on voit les bureaux d'études dresser le devis de poids des appareils avec des chiffres à trois décimales, c'est-à-dire en descendant pour chaque poids individuel jusqu'au gramme.

C'est pourtant le moment de rappeler cette vérité de La Palice que les petits cours d'eau font les grandes rivières, et qu'avec une accumulation de grammes inutiles (donc nuisibles) on arrive beaucoup plus vite qu'on ne croit à faire des quintaux... et même des tonnes. Avoir un peu d'aisance permet assurément de ménager à bon escient des surabondances *utiles* (nous y reviendrons ci-après en 8,4), mais ce n'est pas une excuse pour le gaspillage.

### 8,01 Stade projet.

Si des négligences sur ce point capital n'avaient pour effet que de rabaisser de magnifiques réussites techniques au rang de « réalisations honnêtes », ce serait déjà trop, et c'est malheureusement fréquent. Mais nous allons montrer que cela peut conduire à un appareil *inutilisable*, notamment dans le domaine ardu des très grands rayons d'action (transatlantiques par exemple), dans lequel la loi d'airain qui conditionnait le poids des premiers avions continue à se faire sentir, au fur et à mesure qu'on cherche à reculer plus loin les possibilités du vol.

8,011 Nous allons chercher à exprimer aussi simplement que possible le poids total d'un appareil de cette catégorie. Admettons, pour un raisonnement sommaire, que la fraction du poids total consacrée au poids à vide (dans lequel nous incluons l'équipage) ne dépende que de la technique de construction employée, et notamment reste constante pour un même programme lorsque le tonnage varie ; appelons rendement constructif  $r_c$  la fraction restant disponible <sup>(1)</sup>. On aura alors :

$$r_c P = J + G$$

en désignant, d'après les symboles classiques du devis des poids (Cf. ci-après 8,1) par  $J$  la charge commerciale, constante qui résulte du programme à remplir, et par  $G$  le poids de combustible et lubrifiant.

Cherchons à évaluer ce dernier. Si l'on appelle  $c$  la consommation spécifique, c'est-à-dire la consommation de combustible par unité de puissance et par unité de temps, et  $W_c$  la puissance utilisée en croisière, on a, au fur et à mesure que l'avion progresse sur sa route :

$$dG = - c W_c dt.$$

Supposons d'abord, pour simplifier, que le trajet soit fait par vent nul — nous parlerons plus loin du cas d'un vent debout. On a alors :  $dt = \frac{dx}{V}$ .

$$D'où : \quad dG = - c \frac{W_c}{V} dx.$$

Mais nous avons vu en 3,201 (formule 3) que, en appelant  $f$  la finesse  $\frac{C_z}{C_x}$  et  $\eta$  le rendement d'hélice ( $W_u = \eta W_c$ ) :

$$V = f \frac{\eta W_c}{P}$$

(1) On peut se faire une idée des valeurs couramment obtenues pour ce paramètre en consultant le tableau donné ci-après en 9,3. Pour l'apprécier sainement, il faut bien entendu le rapprocher du paramètre  $P/W$  qui caractérise les conditions de décollage admises, lesquelles conditionnent étroitement les possibilités d'emport.

$$\frac{W_c}{V} = \frac{P}{r_c f}$$

$$dG = - \frac{c}{r_c f} P dx.$$

Or :  $dG = dP$

$$\text{donc } \frac{dP}{P} = - \frac{c}{r_c f} dx.$$

Si nous supposons qu'on vole à incidence constante <sup>(1)</sup>, donc à finesse constante, et qu'on peut aussi maintenir constant le rendement d'hélice  $r_c$ , l'intégration est immédiate et donne :

$$P_1 = P_0 e^{-\frac{c}{r_c f} R}$$

en appelant  $P_0$  le poids au départ, et  $P_1$  le poids à l'arrivée après avoir parcouru un rayon d'action  $R$ . On a donc :

$$G = P_0 - P_1 = P_0 \left( 1 - e^{-\frac{c}{r_c f} R} \right)$$

$$r_c P_0 = P_0 \left( 1 - e^{-\frac{c}{r_c f} R} \right) + J$$

et finalement :

$$P_0 = \frac{J}{r_c - 1 + e^{-\frac{c}{r_c f} R}} \quad (o)$$

La valeur obtenue pour  $P_0$  ne dépend pas explicitement de la vitesse à laquelle s'effectue le trajet — c'est-à-dire de l'expression  $P/W$  puisque  $r_c f$  est donné. Mais en réalité, elle en dépend implicitement par l'intermédiaire de  $r_c$ , la valeur de ce paramètre étant — pour une même formule structurale — d'autant plus forte que  $P/W$  est plus élevé, et donc la vitesse de parcours plus faible.

Cette équation montre d'abord qu'avec les hypothèses faites, il y a une limite absolue à la distance franchissable qu'on peut envisager — c'est-à-dire au programme qu'on peut se fixer, à un stade déterminé du progrès aéronautique. En effet, le poids tend vers l'infini lorsque le dénominateur tend vers zéro, c'est-à-dire lorsque  $R$  approche de la valeur critique donnée par l'égalité :

$$\frac{c}{r_c f} R = -L(1 - r_c) = -2,303 \log(1 - r_c)$$

d'où :

$$R = -2,303 \frac{r_c f}{c} \log(1 - r_c).$$

Cette limite est d'ailleurs, dans nos hypothèses, indépendante de la charge transportée  $J$ , qui conditionne seulement ensuite la valeur du poids total. Elle ne

(1) Cette condition ne suffit d'ailleurs pas à définir le vol. En effet, les 3 variables  $W$ ,  $V$  et  $\delta$  ne sont liées que par les deux relations de base (en unités MKS.  $a/2g$  est sensiblement égal à  $1/16$ ) :

$$P = C_x S V^2 \delta/16 \qquad W = C_x S V^3 \delta/16$$

dans lesquelles  $C_x$  et  $C_z$  sont des données et  $P$  est défini par la relation (o) qu'on trouvera ci-après

Il reste donc encore la possibilité de choisir arbitrairement l'une d'elles, ou de fixer arbitrairement une relation supplémentaire entre elles. Ainsi, pour s'en tenir aux cas les plus simples, le vol à incidence constante peut avoir lieu :

— à puissance constante : au cours du vol la vitesse croît comme  $1/P$  et l'altitude augmente d'une manière actuellement impraticable puisque  $\delta$  décroît comme  $P^3$ .

— à vitesse constante : au cours du vol, la puissance décroît comme  $P$  et l'altitude croît d'une manière actuellement admissible, puisque  $\delta$  décroît comme  $P$ .

— à altitude constante : au cours du vol, la vitesse décroît comme  $\sqrt{P}$  et la puissance comme  $\sqrt{P^3}$ .



dépend que de l'état de la technique, c'est-à-dire des valeurs de  $\gamma f$ , de  $c$  et de  $r_c$ , résultant des possibilités du moment en matière de moteurs et d'avions.

Mais la formule (o) montre ensuite qu'une fois le programme établi, si celui-ci est très poussé, c'est-à-dire si la distance franchissable adoptée  $R$  avoisine de près la valeur critique pour des valeurs de  $\gamma f$ ,  $c$  et  $r_c$  correspondant aux meilleures possibilités techniques du moment, le choix d'une formule d'appareil trop lourde ayant pour effet de faire tomber  $r_c$  au-dessous de la valeur :

$$1 - e^{-\frac{c}{\gamma f} R}$$

dont nous sommes, par hypothèse, forcément assez près, peut compromettre irrémédiablement la réalisation et ne conduire, quel que soit le tonnage, qu'à un appareil inutilisable sur le parcours considéré.

8,013

Sans aller jusqu'à l'impossibilité complète, on peut chercher à illustrer la

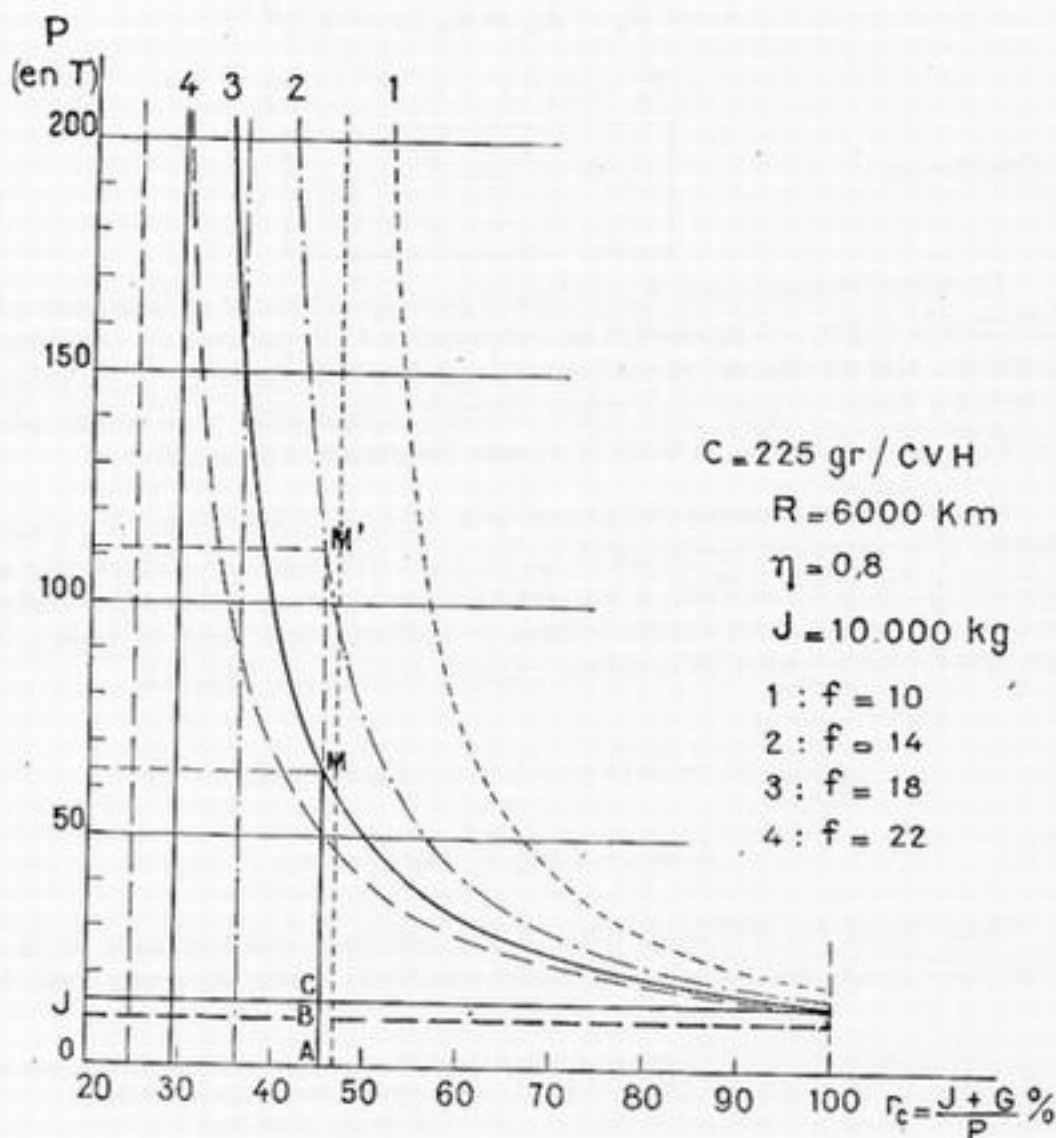


Fig. 8,013.

forte influence du rendement constructif sur les caractéristiques générales du projet, et notamment sur le tonnage.

La figure 8,013 donne un diagramme des poids totaux obtenus en fonction de  $r_c$ , en prenant pour  $c$ ,  $R$  et  $J$  des valeurs actuellement vraisemblables pour un

programme transatlantique Nord <sup>(1)</sup>, pour  $\eta$  la valeur 0,8 et pour la finesse les quatre valeurs suivantes : 10, 14, 18 et 22.

Pour une courbe donnée (courbe 3 de la figure 8,013) et pour une valeur donnée de  $r_c$  (par exemple  $r_c = 45\%$ ) le poids total AM se décompose comme suit : AB représente la charge payante, BC le poids de combustible affecté au transport de celle-ci (C est l'ordonnée du point de rendement  $r_c = 1$ ) et CM le poids de l'avion et du combustible nécessaire pour son transport.

La pente des hyperboles au voisinage des meilleures valeurs couramment réalisées pour  $r_c$ , et qui avoisinent 50 % <sup>(2)</sup>, montre assez éloquemment l'effet décisif de  $r_c$ , surtout lorsque la finesse utilisée n'est pas excellente.

,014

Or, ceci peut arriver même avec un appareil très affiné au point de vue aérodynamique. En effet, il se peut que la vitesse de vol en palier à la finesse maximum soit vraiment trop réduite pour les exigences de rapidité d'un service commercial pressé, surtout si l'on tient compte de la compétition qui ne manquera pas de se manifester très vive sur de tels parcours. D'autre part, sans même invoquer aucune raison commerciale, il devient techniquement avantageux de voler à des finesesses plus réduites dans le cas d'un fort vent contraire, le combustible qu'on économise en abrégant le parcours compensant — et au delà — le supplément de consommation dû à la vitesse plus élevée.

Enfin, quelle que soit la finesse à laquelle on vole effectivement, on se trouve conduit, si l'on veut tenir compte d'un vent debout de vitesse  $v$ , à introduire dans la formule (o) une valeur fictive du produit  $r_c f$ , plus faible que celle réellement utilisée. En effet, c'est  $\frac{W_c}{V - v}$  qu'on doit alors introduire dans le calcul de dG au

lieu de  $\frac{W_c}{V}$  : une manière simple de le faire consiste à diminuer fictivement  $r_c f$

d'une quantité égale à  $\frac{Pv}{W_c}$ . Cette diminution peut aller facilement jusqu'à 3,2

pour des valeurs aujourd'hui courantes telles que  $\frac{P}{W_c \text{ (moy.)}} = 14$  à 15 kg/CV et  $v = 60$  km/h — ce qui, avec un rendement d'hélice de 0,8, donne une chute de  $\frac{3,2}{0,8} = 4$  points sur la finesse, c'est-à-dire correspond exactement au déclassement d'une courbe à la suivante sur le diagramme 8,013.

Nous n'esquissons ici ces quelques observations que pour mettre en garde contre un optimisme exagéré dans l'interprétation des courbes de la figure 8,013, et montrer que malgré les belles valeurs que sait aujourd'hui obtenir la technique pour la finesse maximum des appareils transatlantiques (les essais en soufflerie donnent 18 pour le Latécoère 631), il s'en faut qu'on se trouve à l'aise dans les devis de poids et qu'on soit définitivement sorti des régions du diagramme où la très forte pente des courbes commande une vigilance aiguë sous peine d'échec complet.

8,015

Si l'on veut enfin présenter les choses d'une autre manière, on peut dire aussi qu'un alourdissement du poids mort constitue, par rapport à l'avion théorique optimum, une charge supplémentaire à transporter, qui au stade projet s'ajoute à la charge J du programme, en principe intangible à ce stade; nous verrons tout à l'heure qu'au stade réalisation, hélas ! elle s'en retranche...

(1)  $c = 0,225$  kg/CVh     $R = 6.000$  km.     $J = 10.000$  kg.

(2) Sauf pour des avions de raid, pour lesquels, en admettant un décollage plus pénible et des valeurs de P/W plus fortes, on arrive jusqu'à 0,68 — voir tableau en 9.3.

Comme l'équation (o) montre que P est proportionnel à J pour une distance franchissable donnée, et une valeur déterminée de la finesse, l'influence d'un excès de poids mort s'apprécie immédiatement par son importance relative *par rapport à la charge payante J*, et non par rapport au poids total : un alourdissement structural d'une tonne, qui représente 10 % de J, n'engendrera rien moins qu'une augmentation de tonnage de 10 %, soit 6,5 tonnes dans le cas de la courbe 3 de la figure 8,013 avec  $r_c = 45$  %, et 11,5 tonnes pour le même avion volant dans les mêmes conditions avec un vent debout de 60 km/h (courbe 2 de la fig.). Si le programme correspondait à une charge payante plus réduite, par exemple 4 tonnes, ce même excès de poids d'une tonne engendrerait une majoration de tonnage encore beaucoup plus forte (25 %).

8,02

### Stade réalisation.

Tout ce qui précède suppose que l'étude n'en est qu'à son début, c'est-à-dire qu'on peut encore bouleverser profondément des données aussi fondamentales que le tonnage (et par conséquent la puissance et la surface), pour satisfaire complètement aux conditions du programme, notamment en ce qui concerne la charge marchande J.

Mais, hélas ! c'est généralement au cours de la construction que se révèlent, lorsque la prévision de poids n'a pas été faite d'une façon vraiment sérieuse, des dépassements de poids qui, du fait de leur caractère imprévu, apparaissent alors comme de véritables catastrophes. Il n'est plus temps de tout remettre en cause, et faute de pouvoir corriger la réalisation en fonction des erreurs que l'on découvre, on en est réduit à céder sur les principes, c'est-à-dire à rogner sur la charge utile, — ou, pour d'autres programmes, à franchir toutes les limites qu'on s'était fixées, notamment pour P/S et P/W, sacrifiant ainsi l'aisance du décollage, ou la vitesse ascensionnelle, ce qui peut être gros de funestes conséquences pour un avion de chasse par exemple. Finalement, on ne remplit plus le programme.

En se plaçant à un autre point de vue, il faut signaler aussi que les augmentations de poids peuvent conduire à dépasser d'une manière prohibitive le poids total maximum autorisé par la résistance du planeur. Cela peut parfois ne pas empêcher de faire les essais du prototype, en le délestant ; mais dans la construction en série, il sera de toute façon nécessaire de renforcer la structure d'une façon telle que l'augmentation de poids se trouvera encore aggravée. Même en admettant que l'appareil reste viable et susceptible de décoller, sa qualité s'en trouvera très fortement affectée, et un projet plein de promesses ne donnera qu'un avion fort médiocre.

Il faut en retenir la nécessité d'une certaine modération dans les programmes techniques, qui ne doivent pas se tenir sur la corde raide, mais aussi la nécessité absolue d'une prévision de poids *très sérieuse* dès le stade de l'avant-projet. Cette opération n'est pas aussi facile qu'on pourrait croire : elle exige une grande expérience préalable du type de construction adopté, sinon on risque des erreurs qui, dans le passé, ont parfois dépassé 30 %, même sur des ensembles très importants, et ne sont connues que quand il est trop tard.

De toute façon, il est essentiel de tenir le devis de poids très minutieusement à jour, au fur et à mesure que progresse ou qu'évolue l'étude, et en fonction des confirmations successives qu'on reçoit lorsqu'on peut peser des ensembles partiels terminés de construction. Ce document constitue une sorte de « planning » technique, permettant à tout instant de savoir où l'on en est par rapport aux prévisions faites, de quelle marge on dispose ou (ce qui est, hélas ! beaucoup plus fréquent) quelles compressions ou sacrifices il faut s'imposer pour ne pas tomber dans des exagérations prohibitives.



## 8,1 - PRÉSENTATION MATÉRIELLE

Il est nécessaire, pour pouvoir comparer différents avions, de faire un certain nombre de conventions pour les subdivisions du devis des poids. Certaines sont évidentes : la structure d'aile comporte certainement le ou les longerons, les nervures, etc... D'autres sont déjà moins nettes : où mettre le poids de l'aileron, des dispositifs hypersustentateurs ? D'autres enfin ne peuvent découler que de conventions préalables : ainsi l'imputation des commandes de vol, qui parcourent tout l'avion. Ces règles d'usage sont précisées par le fascicule Air 2001 (1), qui respecte les conventions internationales et comporte les rubriques et symboles suivants :

Groupe motopropulseur .....	B	
Réservoirs protégés vides .....	C	
Planeur {	Planeur proprement dit .....	D
	Équipements fixes ou obligatoires dans tous les cas-types d'utilisation .....	E
Équipements variables suivant les cas-types d'utilisation (notamment tout l'armement) .....	F	
Combustible et lubrifiant .....	G	
Équipage .....	H	
Fret .....	J	

Nous ne saurions donner ici l'analyse détaillée de chacune de ces parties, et renvoyons pour cela à la lecture du document officiel, qui est en vente en librairie comme toutes les Normes « Air » (1).

Bornons-nous à préciser la terminologie suivante, correspondant à des expressions fréquemment employées :

Poids à vide (parfois appelé poids mort) :  $P_v = B + C + D + E$ .

Charge utilisable :  $C_u = F + G + H + J$  (pour une mission donnée).

Poids total :  $P_t = P_v + C_u$  (pour une mission donnée).

Poids équipé :  $P_e = B + C + D + E + F = P_v + F$  (pour une mission donnée).

Poids de combustible et de lubrifiant :  $P_c = G$  (pour une mission donnée).

D'autre part, pour les besoins de la détermination des centrages extrêmes, on appellera :

*Charge consommable* : toute charge susceptible de varier en grandeur en cours de mission (cas particulier : charge largable).

*Charge mobile* : toute charge susceptible de varier en position à bord de l'aérodyne au cours d'une mission.

(1) Blondel La Rougery, éditeur.

## 8,2 - VALEURS PRATIQUES

---

Cherchons à donner une idée des poids qu'on rencontre couramment dans la pratique.

### 8,21 Planeur.

Le planeur nu constitue environ 29 à 35 % du poids total, se décomposant comme suit :

— Voilure : 12 à 17 % du poids total de l'avion ; pratiquement, le poids effectif est de 20 à 25 kgs au mètre carré pour une voilure cantilever d'avion civil chargé à 150 kgs au mètre carré (et environ 35 k/m<sup>2</sup> pour les gros hydravions de 70 T chargés à 200 kgs au mètre carré).

— Fuselage : 7 à 10 % du poids total, et même 10 à 12 % pour les coques des gros hydravions.

Pour les fuselages, il peut être intéressant de mettre en évidence le poids au mètre cube de volume intérieur logeable, et pour les hydravions le poids au mètre de largeur de redan, cette caractéristique intéressant le décollage.

— Empennages : valeurs très variables, oscillant de 1,7 à 3 % du poids total.

— Atterrisseurs : de 5 à 6 % du poids total, pour des atterrisseurs escamotables (jusqu'à 7 % pour la formule tricycle).

### 8,22 Groupe motopropulseur.

On peut estimer d'une façon rudimentaire que le poids, par cheval de puissance  *nominale*, de tout l'ensemble du groupe motopropulseur, y compris les hélices, les capots, le bâti-moteur (1), les radiateurs, les tuyauteries, varie actuellement de plus de 1 kg, 5 pour les faibles puissances (200 CV et au-dessous) à moins de 1 kg (parfois même 0 kg, 9) pour les puissances nominales supérieures à 1300 CV. En rapportant ce poids à la puissance  *de décollage*, on obtient des chiffres évidemment inférieurs, et qui peuvent descendre vers 1 kg, 1 pour 500 CV, et au-dessous de 0 kg, 8 pour des moteurs de plus de 1500 CV de puissance de décollage.

Ce poids est sensiblement le même pour les moteurs à refroidissement direct ou indirect. On pourrait croire, sur le vu des « poids à vide » publiés, que les moteurs refroidis par liquide sont plus légers, mais il faut tenir compte du poids supplémentaire du radiateur d'eau, des canalisations correspondantes et de quelque 50 litres d'eau, dans l'hypothèse la plus favorable.

(1) Celui-ci, jusqu'à présent compté dans l'Article D (planeur) devra tôt ou tard passer dans l'Article B (groupe motopropulseur) du fait du démontage rapide des groupes motopropulseurs complets (autrefois c'était le moteur qu'on démontait de l'avion, désormais c'est l'ensemble). Entre autres avantages, cette conception permet de mesurer beaucoup mieux sur éléments construits le poids et la position du centre de gravité du groupe motopropulseur.

23 Equipements.

Une rubrique particulièrement difficile à évaluer est celle des supports fixes et des équipements fixes et mobiles. Il faut se garder de les sous-estimer : les prévisions sont toujours dépassées. Leur poids augmente un peu avec le nombre de moteurs et le tonnage, mais dépend surtout de la catégorie de l'avion et de l'ingéniosité du constructeur à se servir à plusieurs fins des divers éléments de la structure, parmi lesquels on peut trouver, si l'on veut s'en donner la peine, quantité de supports tout prêts et en quelque sorte gratuits.

24 Réservoirs.

Enfin, pour les réservoirs, il est bon de compter 10 % du poids maximum de combustible, plus éventuellement des capacités vides pour essence supplémentaire, destinées à permettre des variantes de chargement.

Par exemple, pour un avion de bombardement, la charge utile comprend notamment le poids des bombes, plus celui de l'essence. On peut faire varier les proportions de l'un par rapport à l'autre, et pour réserver à l'avion la souplesse maximum de ses possibilités, il sera bon de prévoir à bord, à poste fixe ou très facilement montables et démontables, les réservoirs permettant de convertir en combustible, pour de longs déplacements stratégiques, toute la charge de bombes.

Ces réservoirs ne doivent pas être omis, soit dans le poids mort s'ils sont fixes, soit dans les équipements variables avec chaque mission, dans le cas contraire.

25 Exemples d'avions existants.

Le tableau ci-après donne à titre d'exemple et sous toutes réserves, malgré le soin apporté (1) à leur collationnement, les principaux éléments du devis de poids d'un certain nombre d'avions choisis dans des catégories diverses. Les comparaisons pouvant être recherchées sur des plans très variés, sans qu'aucun soit prépondérant, les avions ont été classés purement et simplement par ordre alphabétique, pour être retrouvés facilement.

La partie essentielle de ce tableau est la page de droite (Poids). La page de gauche (Caractéristiques) a été donnée pour servir de préparation à une exploitation fructueuse de la deuxième partie, en mettant en évidence quelques-uns des éléments principaux qui donnent tout leur sens aux poids indiqués et seront souvent des termes de comparaison recherchés (type de construction, caractéristiques de forme, degré de solidité, etc...).

251 Dans la colonne 4 « matériaux » on s'est borné à indiquer ceux qui entrent en quantité notable dans les éléments de résistance de l'appareil. La notation « Al » indique l'alliage léger nuance « duralumin »; l'abréviation « ac » indique l'acier; le symbole Mg indique les alliages ultra-légers à base de magnésium. Ces indications laissent de côté, bien entendu, les cas où ces métaux sont généralement employés, quels que soient les matériaux de base de la construction, comme l'acier dans les atterrisseurs, les bâtis-moteurs ou les ferrures d'attache; les alliages de Magnésium dans les roues ou caissons de train, etc... : il s'agit par exemple d'acier dans les longerons d'ailes, ou dans le fuselage (tubes soudés); de magnésium dans les revêtements ou structures d'empennages, etc...

(1) Je remercie particulièrement M. Donnadiou, Agent Technique de l'Aéronautique, d'avoir bien voulu assurer la recherche, la discussion technique et le collationnement des chiffres de ce tableau.



La colonne 5 indique s'il s'agit d'un biplan, d'un sesquiplan (1), d'un monoplan haubané ou d'un monoplan cantilever.

La colonne 6 donne une idée de la structure d'aile, en indiquant le nombre de longerons (la mention 0 se rapporte au caisson pur). Lorsque deux chiffres sont donnés, le premier se rapporte à la partie centrale et le deuxième à la partie extrême de l'aile.

Dans la colonne 8 « atterrisseurs » il a semblé utile d'indiquer entre parenthèses si l'atterrisseur *principal* s'attache au fuselage (*f*) ou à l'aile (*a*) pour bien montrer si celle-ci supporte ou non les efforts d'atterrissage. Dans le cas très particulier du SE 100, c'est l'empennage horizontal qui joue le rôle de la voilure, d'où l'indication (*e*).

La surface aérodynamique de référence, donnée dans la colonne 9, est la surface totale, y compris la partie de l'aile interceptée par le fuselage.

L'allongement  $\lambda$  donné dans la colonne 11 se comprend de soi-même dans le cas des monoplans ou des biplans; pour les sesquiplans nous convenons d'indiquer l'allongement du plan ayant la plus grande envergure (plan supérieur en général).

L'effilement des voilures trapézoïdales est caractérisé dans la colonne 12 non par le paramètre *t* utilisé dans l'étude de M. Mercier citée en 8,332, mais par le rapport des profondeurs d'aile à l'extrémité et dans le plan de symétrie, rapportées au trapèze circonscrit à l'extrémité d'aile, comme nous l'avons vu en 3,215.12. Lorsque le contour de l'aile est une ligne brisée (partie centrale rectangulaire, ou trapézoïdale de moindre pente) les résultats donnés en 3,215.12 ne s'appliquent plus, mais nous avons cependant donné la valeur du rapport  $L_e/l_e$  à titre indicatif avec un astérisque.

Les épaisseurs d'ailes indiquées dans les colonnes 13 et 14 sont les épaisseurs relatives, c'est-à-dire le rapport de l'épaisseur maximum à la profondeur de corde.

En ce qui concerne le degré de solidité, ou coefficient de calcul, on a jugé utile d'indiquer dans la colonne 15, pour les avions français, la catégorie du fascicule 2004/B dans laquelle entre l'appareil considéré. Pour les matériels étrangers, il arrive que nous sachions (comme pour le Me 109) l'équivalence exacte de leur résistance par rapport aux conditions françaises; mais dans la majorité des cas on s'est borné à la conjecturer, en indiquant dans quelle catégorie du fascicule 2004/B on aurait fait entrer l'appareil s'il avait été calculé en France pour la mission qu'on lui connaît. En réalité, cette façon de faire est plutôt défavorable aux matériels français, pour lesquels les exigences de solidité étaient jusqu'à présent, pour une mission donnée, supérieures aux exigences étrangères (une modification du règlement de calcul est d'ailleurs en cours pour atténuer ces différences).

8,252

Dans un but d'homogénéité, les conventions et notations adoptées en principe dans la page de droite (poids) sont uniformément celles du Fascicule 2001 (édition n° 2 du 7 décembre 1936). En particulier le blindage des avions militaires a été compté dans l'article F, quoique ce ne soit guère logique, surtout lorsque les blindages sont incorporés dans la structure, donc indémontables et évidemment emportés dans toutes les missions.

Pour les appareils civils, la répartition entre les articles E et F n'obéit pas à des règles bien nettes. Dans l'esprit du Fascicule 2001 (qui d'ailleurs ne s'applique pas à ces appareils), il ne faudrait compter dans l'article F que les aménagements spéciaux (fauteuils, lavabos, insonorisation, etc...) susceptibles d'être enlevés

(1) L'allongement  $\lambda$  donné par la colonne 11 est alors celui du plan supérieur.

pour d'autres emplois (emport de frêt, utilisation militaire, etc...). Mais il en résulterait des différences injustifiées, et d'ailleurs susceptibles de varier dans le temps, selon qu'une seule ou plusieurs missions sont prévues pour l'appareil. De plus, la discrimination entre les articles E et F est encore différente dans le règlement du Certificat de Navigabilité, plus généralement utilisé pour cette catégorie d'avions. Nous avons donc préféré ne donner pour eux que le chiffre global E + F.

Nous avons cependant dérogé aux conventions du Fascicule 2001 sur deux points importants. Pour les raisons données en 8,22 (renvoi en bas de page) les bâtis-moteurs ont été sortis de l'article D et incorporés à l'article B (1). De plus, pour faciliter la comparaison entre les gros porteurs civils et militaires, les bombes (et elles seules) ont été sorties de l'article F et incorporées à l'article J à titre de charge transportée.

8,253

Pour pouvoir mieux rapporter le poids de voilure qui figure au devis à la surface matérielle qu'il concerne effectivement, on a mis en évidence dans la colonne 10 sous le nom de « surface nette », la surface qu'il est possible de peser sous le nom de voilure. Pour les ailes possédant une démontabilité au ras du fuselage, il s'agit donc de la surface d'aile extérieure à celui-ci; au contraire, pour les avions à aile traversante (ex. Farman 2233, North American 57) la surface nette est confondue avec la surface aérodynamique de référence; dans de nombreux cas particuliers (ex. D. 520, caisson avant seul traversant) on a dû adopter un compromis qui se traduit par le chiffre indiqué dans la colonne « Surface nette ».

Le lecteur doit donc être mis en garde sur le fait que des éléments importants — ceux qui transmettent les efforts de l'aile à travers le fuselage : parties de longerons incluses dans celui-ci, traverses d'acier, cadres très renforcés comme ceux du Bréguet 691 — peuvent suivant les cas figurer au devis de poids dans la colonne D<sub>1</sub> ou dans la colonne D<sub>2</sub>. Pour être rapportées au poids total, il serait donc illusoire de considérer ces deux colonnes séparément, c'est pourquoi nous n'avons donné ni D<sub>1</sub>/P ni D<sub>2</sub>/P, mais seulement D/P, globalement. Le poids de voilure D<sub>1</sub> ne nous a paru pouvoir être utilement rapporté qu'à la surface nette, pour donner une idée du poids de construction effectif *par mètre carré* d'un certain type de structure.

8,254

L'attention du lecteur est enfin attirée sur les points ci-après :

— les puissances retenues pour la détermination du poids de groupe motopropulseur par cheval (B/W) sont les puissances maxima à l'altitude de rétablissement la plus élevée (puissance W<sub>1</sub> dont il sera question ci-après en 9,331).

— le poids total retenu est celui correspondant à la mission d'utilisation *normale* la plus chargée (Cf. ci-après 9,332).

— pour gagner de la place dans la page de droite, l'équipage est indiqué seulement dans la page de gauche par son effectif (colonne 16) et non par son poids (rubrique H du fascicule 2001) : en conséquence, la somme des poids figurant dans les colonnes partielles numérotées 18 à 26 inclus ne donne pas le poids total. Chaque membre d'équipage doit être compté à 80 kgs.

(1) Pour les multimoteurs, la structure des *fuseaux* ou nacelles portant les moteurs latéraux (à l'exclusion du bâti) est comptée dans la voilure (article D<sub>1</sub>).

1	CARACTÉRISTIQUES														
	QUALITATIVES						NUMÉRIQUES								
	Nb de moteurs	Catégorie	Matériaux	Formule voilure	Nb de longerons	Nb de dérives	Aterrisseurs (et lieu d'attache)	S Surface totale (m <sup>2</sup> )	Surface nette (m <sup>2</sup> )	Allongement λ	Effilement l <sub>1</sub> /l <sub>2</sub>	e <sub>0</sub> % extrémité	e <sub>9</sub> % emplanture	Catégorie 2004/B	Equipage (Nb)
2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	
<b>AVIONS</b>															
Amiot 351	2	Bomb.	Al.	Cantil.	1	2	esc. (a)	67	62	7,7	0,325	12	10	1	4
Arsenal V G 33	1	Chasse	bois.	Cantil.	2	1	esc. (a)	16	15,5	7,3	0,47	12	18	4	1
Bloch 152	1	Chasse	Al.	Cantil.	2	1	esc. (a)	18,2	15,6	6	0,38	8,5	14	4	1
Bloch 161	4	Transp.	Al.	Cantil.	2	2	esc. (a)	111,3	98,5	7,7	0,27	9	16,5	1	5
Bloch 175	2	Bomb.	Al.	Cantil.	2	2	esc. (a)	42,4	39,2	7,6	0,32*	11,4	16	3	3
Bloch 210	2	Bomb.	Al.	Cantil.	2	1	esc. (a)	72	65,5	7,2	0,57*	12	17	1	5
Bréguet 270 A 2	1	Recon.	ac. Al.	Sesqui.	2	1	fixe (a)	49,6	48	8	1	13,2	13,2	2	2
Bréguet 693	2	Ass <sup>1</sup>	Al. ac.	Cantil.	0	2	esc. (a)	20,1	16,4	8,4	0,20	6	14	3	2
Bréguet 482	4	Bomb.	Al. ac.	Cantil.	3	2	esc. (a)	67	65	8,7	0,31	8,5	17	1	4
Caudron 445 « Goeland »	2	Transp.	bois Mg	Cantil.	2	1	esc. (a)	40	37,7	7,7	0,36*	12	17,3	2	2
Caudron 635 « Simoun »	1	Liais.	bois Mg	Cantil.	2	1	fixe (a)	16	10,6	6,7	0,42	7	14	1	1
Consolidated B 24 J « Liberator »	4	Bomb.	Al.	Cantil.	0	2	esc. tricy (a)	97,3	97,3	11,6	0,35			1	9
Curtiss C 46 « Commando »	2	Transp.	Al.	Cantil.		1	esc. (a)	126,3	126,3	8,5	0,36*			1	3
Dewoitine 338	3	Transp.	Al.	Cantil.	1	1	esc. (a)	97,3	90	8,8	0,55	8	16	1	3
Dewoitine 500	1	Chasse	Al.	Cantil.	1	1	fixe (a + f)	16,5	15,7	8,8	0,75*	8	16	4	1
Dewoitine 520	1	Chasse	Al.	Cantil.	1	1	esc. (a)	16	15,3	6,5	0,42	10	19	4	1
Dornier 217 E-1	2	Bomb.	Al.	Cantil.	2	2	esc. (a)	56,6	56,6	6,26	0,545	17	8	1	4
Douglas DB 7	2	Bomb.	Al.	Cantil.	1	1	esc. tri. (a)	43,2	39	8,1	0,33	10	17	1	2
Farman 2233	4	Bomb.	Al.	Haub.	1	2	esc. (f + a)	132	128	8,6	0,27	11	11	1	5
Fiesler 156 « Storch »	1	Liaison	bois ac.	Haub.	2	1	fixe (f)	26	25,5	7,8	1	14	14	2	3
Focke Wulf 190	1	Chasse	Al.	Cantil.	1 + 0	1	esc. (a)	18	15,4	6,1	0,44			4	1
Junkers 52/3 mg 6	3	Transp.	Al.	Cantil.	4	1	fixe (f + a)	110,5	105,5	7,75	0,20*	11,5	16	1	2
Les Mureaux 113	1	Observ.	Al. ac.	Haub.	2	1	fixe (f + a)	34,5	34,5	6,8	1	14	14	3	2
Lioré 45	2	Bomb.	Al. ac.	Cantil.	2 + 0	2	esc. (a)	71,2	64,6	7,1	0,235	11	15	1	4
Messerschmitt 109	1	Chasse	Al.	Cantil.	1	1	esc. (a)	16,4	14,4	6	0,48	11,8	14,5	2	1
Morane-Saulnier 230	1	Entrain <sup>1</sup>	bois al.	Haub.	2	1	fixe (f)	19,7	19,7	6,8	1	11	11	3	2
Morane-Saulnier 406	1	Chasse	Al. ac. bMg	Cantil.	1	1	esc. (a)	17,1	16	6,6	0,46	8	16	4	1
Morane-Saulnier 470	1	Entrain <sup>1</sup>	ac. Al.	Cantil.	0	1	esc. (a)	17	17	6,3	0,51*	7,3	15	3	2
North-American 57	1	Entrain <sup>1</sup>	Al.	Cantil.	2 + 0	1	fixe (a)	23	23	6,6	0,535*	9	15	2	2
Potez 43	1	Touris.	bois	Haub.	2	1	fixe (f)	18	18	7,1	1			1	1
Potez 637	2	Ass <sup>1</sup>	Al.	Cantil.	2	2	esc. (a)	32,7	31	7,8	0,305*	8,4	17	3	3
SE 100	2	Chasse	b. Al. ac.	Cantil.	0	2	esc. tri. (c)	35	34	7	0,39	9	14	3	3
Siebel 204 D-O	2	Transp.	Al.	Cantil.	3 + 1	2	esc. (a)	46	41,2	9,9	0,41	11	18,5	1	2
SO 30 N	2	Transp.	Al.	Cantil.	2	2	esc. (a)	72	61	8,4	0,31	9	15	1	4
SO 60 A	2	Post.	Al.	Cantil.	2	1	esc. (a)	32	26,8	8	0,33	12	12	1	2
<b>HYDRAVIONS</b>															
Laté 298	1	Torp.	Al.	Cantil.	2	1	2 flotteurs	31,6	28,6	7	0,28	12	12	2	2
Laté 631	6	Transat	Al.	Cantil.	0	2	coque + ball.	350	350	9,4	0,35	10	20	1	10
Potez SNCAN 161	6	Transat	Al.	Haub.	2	2	coque + ball.	262,5	262,5	8	0,38*	11,5	14,2	1	7
SE 200	6	Transat	Al.	Cantil.	0	2	coque + ball.	340	340	8	0,23	9	18	1	10
<b>AUTOGIRES</b>															
C 301	1	Observ.	ac. bois	—		2	fixe (f)	100 <sup>(2)</sup>	—	—	1	18	18	2	
SE 700 A	1	Touris.	bois Al.	—		2	fixe (f)	140 <sup>(2)</sup>	—	—	1	12	12	1	
<b>PLANEURS</b>															
Castel M 25 S		Instruc.	bois	Cantil.	1	1	roue	20	18,5	12,8	0,30*	15,2	10	2	2
Meise		G <sup>40</sup> perf.	bois	Cantil.	1	1	patin	15	14,5	15	0,385	14,5	moj.	3	1
SOP 1		G <sup>40</sup> perf.	Al.	Cantil.	1	1	patin	16	14,7	16	0,36	10,4	15	3	1

(1) Ce poids comprend la partie centrale du fuselage qui, sur cet appareil, fait corps avec la voilure.

(2) Il convient de ne pas attribuer une importance exagérée à ces chiffres, qui pour cette catégorie d'appareils dépendent trop étroitement

(3) Surface du cercle balayé par le rotor.



POIDS

Poids total P	Groupe motopropulseur B	Voilure D <sub>1</sub>	Fuselage D <sub>2</sub>	Empennages D <sub>3</sub>	Atterrisseurs D <sub>4</sub>	Equipements fixes E	Equipements variables F	réserv. combust. lubrif. C+G	Charge transportée J	$\frac{D_1}{S}$ k/m <sup>2</sup> nette	D, P %	$\frac{B}{W}$ k/ch	$\frac{E+F}{P}$ %	$\frac{C+G+J}{P}$ %	$\frac{J}{P}$ %
17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31	32
11.000	2.680	1.605	949	187	590	962	550	2.302	1.220	25	30	1,00	13,7	32	11
2.655	950	335	203	43	172	250	235	380	—	21,5	28	1,10	18	14	—
2.760	956	421	315	60	168	153	265	365	—	27	35	0,92	15	13	—
20.160	4.540	2.904	1.877	467	1.153	—	2.340	3.320	3.160	29	31	1,06	11,6	32	15
7.920	2.057	1.186	573	203	399	676	435	1.532	600	30	30	0,97	14	27	8
9.550	2.027	1.415	1.034	204	424	582	617	1.310	1.500	22	32	1,12	12	29	16
2.388	668	584	258	39	114	139	160	250	—	12	41,5	1,33	12,5	10,5	—
5.300	1.674	638	441	84	260	304	304	945	450	25	27,2	1,01	11	26	8
16.000	4.660	1.600	990	240	906	750	835	2.050	2.664	25	23	1,28	10	35	16,5
3.500	806	550	425	65	266	—	336	637	250	15	37,3	1,83	10	25	7
1.500	320	127	275	32	77	—	172	257	160	12	34	1,45	11,5	28	11
20.500	4.900	3.330	1.512	364	1.337	3.720	886	7.662	5.000	34,2	22	1,00	15,5	43	17
21.615	3.838	3.112	2.192	445	1.318	—	2.467	2.208	5.765	24,6	32	1,2	11,4	36,8	26,5
11.100	2.256	1.800	1.080	190	900	—	846	1.300	2.360	20	35,7	1,20	8	14	21
1.750	676	287	100	37	102	54	120	276	—	—	30	0,98	10	16	—
2.780	970	402 <sup>1</sup>	153	54	196	255	268	394	—	26,3	29	1,18	18	14	—
15.320	3.200	2.215 (1)	1.422	276	891	410	460	3.200	2.900	39	31	1,00	5,7	40	19
7.540	2.110	885	700	130	415	822	351	992	875	23	28,2	1,15	15,5	25	11,5
10.300	4.610	2.273	2.050	294	1.144	1.057	630	4.893	1.850	17,7	29	1,26	8	35	9,5
1.430	388	205	150	40	60	—	57	281	—	8	32	1,6	—	20	—
3.800	1.505	520	265	68	335	212	438	560	—	33,8	28	0,94	17	14	—
11.000	2.000	1.140	1.930	187	396	—	662	2.253	2.200	10,5	33,3	1,02	6	40	20
2.368	894	326	135	40	135	—	378	500	—	9,4	25	1,08	14	19	—
11.000	2.260	2.130	847	209	610	853	605	1.773	1.370	33	34,5	1,09	13,2	29	12
2.750	1.028	352	357	36	120	168	180	415	—	25	31,5	0,93	13	15	—
1.260	368	205	108	19	76	46	35	214	—	10	32	1,60	6	17	—
2.400	917	360	195	38	187	145	122	392	—	22,5	32	1,07	11	16	—
2.365	749	360	203	33	211	117	30	529	—	21,2	34	1,04	6	22	—
1.970	483	308	203	51	155	175	15	373	45	13	36	1,14	10	21	—
840	170	120	90	20	52	—	15	83	210	7	34	1,70	18	35	25
4.164	1.395	620	193	80	216	340	176	912	—	19,5	26	1,05	12	22	—
7.100	2.044	1.030	590	360	418	470	432	1.400	—	30,3	33,8	0,98	12	20	—
5.400	1.120	935	620	170	260	—	785	785	480	20,3	37	1,47	14,5	23,5	0
11.900	2.145	1.490	1.310	310	650	—	1.334	1.905	2.520	24	32	1,03	11,2	37	21
4.400	949	435	436	82	238	—	403	505	1.200	16	27	1,44	9	39	27
4.800	990	492	526	87	355	514	270	440	750	17	35	1,07	16	25	15,6
72.000	8.381	13.106	7.447	1.150	910	2.113	4.820	27.170	5.813	37,7	31	1,02	9,5	46	8 (1)
44.000	6.411	7.844	5.815	915	681	1.685	2.533	17.172	384	29,9	34	1,1	10	40	1 (1)
72.000	8.109	12.685	8.927	1.531	741	2.383	5.436	29.155	2.033	37,3	33	0,99	11	43	3 (1)
890	207	121	153	15	75	22	14	104	—	—	41	1,15	4	12	—
1.600	432	235	229	64	126	48	—	150	220	—	41	1,31	3	23	14
385	—	110	70	22	11	8	14	—	—	5,85	52,7	—	5,7	—	—
235	—	80	63	—	4	8	7	—	—	6,15	65	—	5,9	—	—
350	—	149	76	10	5	8	7	—	—	10,1	68,6	—	4,3	—	—

naiss en vol encore incomplets (décollage en charge et surtout consommation).

## 8,3 - VARIATIONS DU POIDS MORT

Nous allons étudier d'abord les variations de poids de structure qu'entraînent sur un même avion, qu'il n'est pas question de modifier extérieurement, des changements de caractéristiques de base, telles que le poids total ou la vitesse, changements qui ne sont malheureusement pas rares dans la réalité au cours de l'évolution technique d'un prototype, ou entre le prototype et la série.

Ensuite nous ferons, en nous limitant au cas important de la voilure, quelques comparaisons entre des avions *différant par les dimensions ou les formes extérieures*, et nous chercherons à mettre ainsi en évidence les répercussions des paramètres dimensionnels sur le poids des structures d'aile.

### 8,31 - RENFORCEMENTS POUR ÉVOLUTION TECHNIQUE

Nous empruntons ce paragraphe à une étude due à l'Ingénieur en Chef Gérardin.

#### 8,311 AUGMENTATION DU POIDS TOTAL

Les répercussions à envisager sont très différentes suivant que l'avion est au stade projet (ou étude) — ou qu'il est construit (ou tout au moins complètement dessiné).

##### 8,311.1 L'AVION EST AU STADE PROJET OU ÉTUDE

Nous étudierons successivement l'influence sur les différents éléments du planeur.

##### 8,311.11 Voilure.

Comme nous l'avons déjà dit en 2,213.1 on admettra qu'environ 40 % du poids de voilure sont conditionnés par les efforts appliqués, le reste étant attaché à des considérations de surface ou de rigidité locale.

Supposons que le poids total de l'avion subisse une légère augmentation relative  $\frac{P' - P}{P} = a$  et cherchons quelle est la répercussion de cette augmentation sur les charges appliquées sur la voilure.

Deux cas sont à distinguer :

##### 8,311.111 *L'appareil est calculé au facteur de charge forfaitaire* (1). (Par exemple 5 à rupture pour un appareil de la catégorie normale).

Les charges aérodynamiques correspondant au facteur de charge sont alors

(1) Pour simplifier, nous nous placerons dans le cas où le poids total est supérieur à 5 T., le facteur de charge forfaitaire est alors indépendant du poids.

proportionnelles au poids total, et la charge résultante sur la voilure est égale à la différence entre la charge aérodynamique, qui est multipliée par  $1 + a$ , et le délestage dû à l'inertie des masses incluses dans la voilure, inertie qui reste constante si l'on admet provisoirement que le poids de construction de l'aile est inchangé.

Cette approximation est légitime, car le moment de flexion venant de la charge aérodynamique est pratiquement beaucoup plus important que celui venant des efforts d'inertie (le rapport de ces moments peut varier entre 5 et 10 et même plus suivant le poids de l'aile et suivant les poids contenus dans l'aile).

Finalement, nous admettrons que le moment de flexion résultant  $M$  se compose par exemple d'un moment aérodynamique  $1,15 M$  et d'un moment d'inertie  $-0,15 M$ , ce qui fait que, lorsque le premier seulement est multiplié par  $1 + a$ , le moment total est multiplié en moyenne par  $1,15(1 + a) - 0,15 = 1 + 1,15 a$ . La fraction de 40 % du poids de la voilure est donc multipliée par ce même facteur, et le nouveau poids de voilure est finalement égal à

$$(1) \quad P_v = P_v [0,4(1 + 1,15 a) + 0,6] = P_v (1 + 0,46 a).$$

8,311.112

*L'appareil est calculé au facteur de charge  $1,5 C_{x_p}/C_{x_0}$  (ce facteur étant supérieur au facteur forfaitaire imposé).*

Dans ce cas, lorsque le poids total augmente, la vitesse  $V_0$  restant sensiblement constante, le  $C_{x_0}$  augmente aussi proportionnellement au poids total. Le produit  $P \times 1,5 C_{x_p}/C_{x_0}$  qui donne la charge aérodynamique sur la voilure, reste donc constant. Les charges d'inertie, elles, sont multipliées par le rapport du nouveau facteur de charge à l'ancien, c'est-à-dire par l'inverse du rapport des  $C_{x_0}$ , lui-même égal au rapport des poids totaux. Comme elles intéressent environ 15 % du moment de flexion, nous trouvons finalement que le poids de la partie structurale de la voilure est multiplié par

$$1,15 - \frac{0,15}{1 + a} = 1 + 0,15 a \text{ (si } a \text{ est petit)}$$

donc, que le nouveau poids de voilure est égal à

$$(2) \quad P_v = P_v [0,4(1 + 0,15 a) + 0,6] = P_v (1 + 0,06 a).$$

8,311.12 Atterrisseur.8,311.121 *L'appareil est calculé à l'atterrissage au poids total.*

La hauteur de chute est proportionnelle au poids (1) et le coefficient de calcul est sensiblement proportionnel à la hauteur de chute pour une course d'amortisseur donnée. On peut, d'ailleurs, en augmentant la course d'amortisseur, conserver le même coefficient de calcul lorsqu'on augmente le poids.

D'autre part, les cas de freinage et de giration au sol ont des facteurs de charge forfaitaires qui ne dépendent pas du poids. En pratique, le cas de giration au sol est prédominant pour beaucoup d'éléments. Aussi admettrons-nous que la variation relative du poids des éléments structuraux du train est un peu plus grande que celle du poids total, mais non proportionnelle au carré de celle-ci, comme cela se passerait si tous les éléments structuraux étaient calculés au facteur dépendant de la hauteur de chute, sans modification de la course d'amortisseur. Si nous admettons 60 % du poids du train en éléments structuraux, nous avons

$$(3) \quad P_A = P_A [0,6(1 + 1,2 a) + 0,4] = P_A (1 + 0,72 a).$$

8,311.122 *L'appareil est calculé au décollage au poids total, l'atterrissage se faisant délesté.*

(1) Cependant, on limite la valeur de cette hauteur de chute à 2 mètres.



Le facteur de charge au décollage est forfaitaire et indépendant du poids. Par conséquent

$$(4) \quad P'_A = P_A (1 + 0,6 a).$$

*N. B.* — Tout ceci suppose que le poids d'atterrisseur puisse varier de façon continue. En pratique, les dimensions de roues sont discontinues et l'on obtient un saut brusque chaque fois que l'on change de dimension de roue.

### 8,311.13 Autres éléments de structure.

Les efforts sur l'empennage, sont pratiquement indépendants du poids total.

En ce qui concerne le fuselage, celui-ci est généralement dimensionné par les efforts d'empennage; de plus, le poids de structure vient pour une très grande partie de considérations de rigidité locale et non d'efforts.

Cependant, des renforts locaux peuvent être nécessaires aux environs des attaches de roues de queue ou de roues avant (pour les trains tricycles). Il semble qu'on puisse donner pour le facteur de multiplication, comme ordre de grandeur,  $1 + a/20$ .

### 8,311.2 L'AVION EST CONSTRUIT OU COMPLÈTEMENT DESSINÉ

Le problème change du tout au tout. La plupart du temps, les éléments résistants présentent en fait des marges de surabondance et il suffit de renforts locaux.

Aucun chiffre ne peut être donné, car il n'y a que des cas particuliers; et cela dépend beaucoup de la façon dont le calcul et le dimensionnement définitif ont été faits.

Dans certains cas, des renforts infimes mais judicieusement placés permettent une augmentation de poids substantielle. Dans d'autres cas, au contraire, il y a des structures qui sont extrêmement difficiles à renforcer, et il faut souvent une augmentation de poids de structure sensible pour n'avoir qu'une augmentation de résistance faible.

### 8,312 AUGMENTATION DE VITESSE

Ce qui vient d'être dit en 8,311.2 du cas où l'avion est construit ou complètement dessiné a une portée générale : c'est aussi vrai pour les renforcements dus à un accroissement de vitesse que pour ceux dus à un alourdissement. Nous nous limiterons donc désormais au cas où l'avion est au stade étude ou projet.

#### 8,312.1 Voilure.

Distinguons ici encore les deux cas envisagés plus haut :

##### 8,312.11 *L'appareil est calculé au facteur de charge forfaitaire.*

Alors une augmentation de vitesse ne modifie pas le facteur de charge et les charges aérodynamiques et d'inertie ne sont pas non plus modifiées dans les cas de vol symétrique.

Dans le cas de calcul au coup d'aileron, les charges aérodynamiques dépendent de la vitesse, mais ce cas dimensionne rarement l'aile en flexion, et la résistance en torsion des voilures est généralement surabondante.

##### 8,312.12 *L'appareil est calculé au facteur de charge $1,5 C_{x_p}/C_{x_v}$ .*

Lorsque à poids total égal la vitesse croît,  $C_{x_v}$  diminue proportionnellement

au carré de la vitesse. Le facteur de charge est donc proportionnel à  $V^2$  et les charges aérodynamiques, comme les charges d'inertie, sont multipliées par  $V'^2/V^2$ .

Nous avons donc approximativement :

$$(5) \quad P'_v = P_v \left[ 0,4 \left( \frac{V'}{V} \right)^2 + 0,6 \right]$$

### 8,312.2 Empennages.

Les charges d'empennage sont proportionnelles au carré de la vitesse. Si nous admettons que 30 % du poids de l'empennage sont constitués d'éléments dépendant des efforts appliqués, nous avons

$$(6) \quad \frac{P'_E}{P_E} = 0,3 \left( \frac{V'}{V} \right)^2 + 0,7.$$

### 8,312.3 Fuselage.

Le fuselage est calculé aux charges d'empennage qui sont proportionnelles au carré de la vitesse. Si nous admettons que sur le poids du fuselage il y a 20 % d'éléments dépendant des efforts, nous avons

$$(7) \quad \frac{P'_F}{P_F} = 0,2 \left( \frac{V'}{V} \right)^2 + 0,8.$$

## 8,32 - DIMENSIONS ET FORME DE L'AILE

### 8,321 AILES HOMOTHÉTIQUES

Cherchons à évaluer la variation du poids de construction de voilure pour des planeurs homothétiques en fonction du poids total et de la charge au  $m^2$ .

Soient  $P$  le poids total de l'avion,  $S$  sa surface,  $P_v$  le poids de construction de sa voilure et  $p_v$  le rapport  $P_v/S$ , c'est-à-dire le poids de construction *au mètre carré*.

Soient  $P_1, S_1, P_{v1}$  et  $p_{v1}$  les valeurs correspondantes pour un avion de référence.

Admettons, comme nous l'avons déjà dit en 2,213 et en 8,311.11, que 40 % du poids de structure de l'aile varient avec les efforts à supporter — nous supposons, pour la facilité du calcul, qu'ils varient comme un poids de longeron — le reste, c'est-à-dire 60 %, ne dépendant que de la surface de la voilure.

Nous allons faire l'étude de deux cas particuliers avant de passer au cas général.

8,321.1 Dans un premier cas particulier, nous admettrons que les poids totaux des avions restent les mêmes, la surface variant seule et par conséquent la charge au mètre carré, c'est-à-dire que :

$$(8) \quad P = P_1 \quad \frac{P/S}{P_1/S_1} = \frac{S}{S_1} = q.$$

Soit  $\lambda$  le rapport des dimensions linéaires des deux ailes qui, nous le rappelons, sont supposées homothétiques :

$$(9) \quad \lambda^2 = \frac{S}{S_1} = \frac{1}{q}.$$

En une section quelconque d'abscisse  $x_1$  (v. fig. 8,322.1), la différentielle du moment fléchissant s'écrit :

$$(10) \quad dM = (x_1 - x) \frac{P}{S} dS.$$

Or,  $x_1 - x$  est proportionnel à  $\lambda$ ;

$P/S$ , proportionnel à  $q$ , est inversement proportionnel à  $\lambda^2$ ;

$dS$  est proportionnel à  $\lambda^2$ .

Donc les moments fléchissants en deux sections homologues des deux voilures à comparer sont dans le rapport  $\lambda$ .

Les sections des semelles de longeron  $s$  et  $s_1$  doivent donc être telles que, si on appelle  $d$  la hauteur du longeron :

$$(11) \quad \frac{sd}{s_1 d_1} = \lambda$$

$d/d_1$  est lui-même égal à  $\lambda$  puisque les voilures sont homothétiques.

Il en résulte que  $s = s_1$ , c'est-à-dire que la section des semelles est la même en deux sections homologues pour les deux avions.

Étudions la section de l'âme : l'effort tranchant  $T$  est conservé, car  $T(x_1) = dM/dx_1$  est le quotient de deux quantités proportionnelles à  $\lambda$ .

La section de l'âme est donc aussi la même en deux sections homologues pour les deux avions, ce qui entraîne que les épaisseurs soient inversement proportionnelles à  $\lambda$  puisque les hauteurs sont proportionnelles à  $\lambda$ .

On voit donc que la partie du poids de voilure, soit 40 %, que nous avons admise variable avec les efforts à supporter sera dans les deux voilures proportionnelle à  $\lambda$  puisque la section totale du longeron reste la même en des points homologues, et que sa longueur est proportionnelle à  $\lambda$ . Les 60 % qui restent sont admis proportionnels à la surface, c'est-à-dire à  $\lambda^2$ .

On a donc :

$$(12) \quad P_v = P_{v1} \left[ \frac{0,4}{\sqrt{q}} + \frac{0,6}{q} \right] = \frac{P_{v1}}{q} [0,4 \sqrt{q} + 0,6].$$

Par conséquent, les poids au mètre carré seront proportionnels au quotient par  $\lambda^2$ , c'est-à-dire au produit par  $q$  des valeurs qui précèdent.

On a donc la relation :

$$(13) \quad p_v = p_{v1} (0,4 \sqrt{q} + 0,6).$$

8,321.2

Dans un deuxième cas particulier, nous admettrons l'hypothèse inverse de la précédente, à savoir que la charge au mètre carré reste constante, le poids total variant seul d'un avion à l'autre :

$$(14) \quad \frac{P}{S} = \frac{P_1}{S_1} \quad \frac{P}{P_1} = m.$$

Soit toujours  $\lambda$  le rapport des dimensions linéaires, nous avons :

$$(15) \quad \frac{P}{P_1} = \frac{S}{S_1} = m = \lambda^2.$$

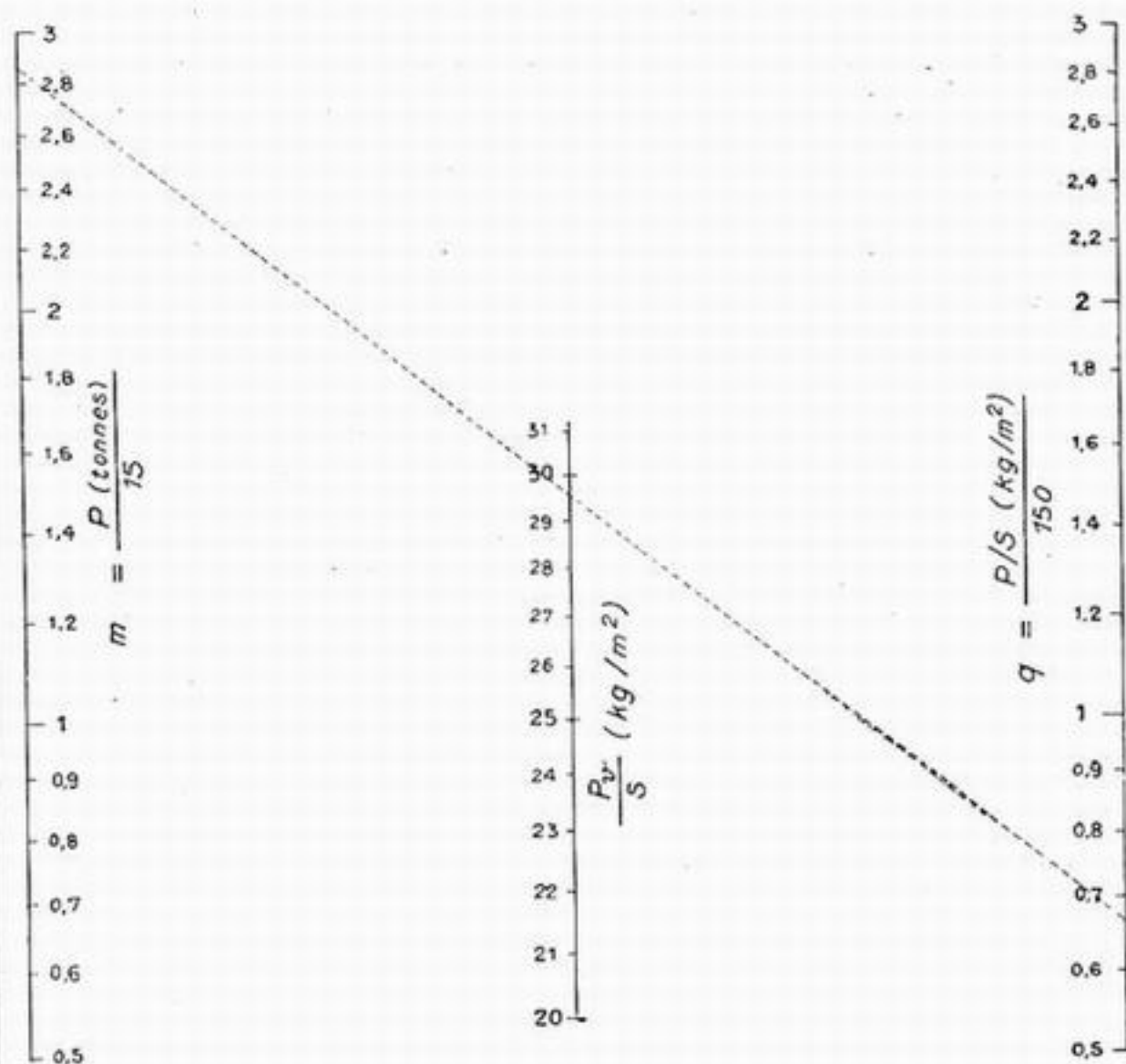
Pour deux sections homologues, les moments fléchissants sont cette fois dans le rapport  $\lambda^3$ , puisque dans l'expression différentielle donnée par l'équation (10) le premier terme est proportionnel à  $\lambda$ , le deuxième est invariant, et le troisième proportionnel à  $\lambda^2$ . Les sections des semelles de longeron  $s$  et  $s_1$  doivent donc être telles que :

$$(16) \quad \frac{sd}{s_1 d_1} = \lambda^3.$$



### Poids de voilure .

Calcul graphique de  $\frac{P_v}{S} = (0,4\sqrt{m} + 0,6)(0,4\sqrt{q} + 0,6) 25$   
 par nomogramme à points alignés.



Exemple d'application:  $P = 42\,900 \text{ kg}$     $S = 429 \text{ m}^2$     $P/S = 100$   
 $m = \frac{42,9}{15} = 2,86$  ;  $q = \frac{100}{150} = 0,667$  ;  $\frac{P_v}{S} = 29,5 \text{ kg/m}^2$

Fig. 8,321.3.

Comme  $d/d_1$  est égal à  $\lambda$ , il en résulte que  $s/s_1 = \lambda^2$ .

Les sections des âmes sont dans le rapport des efforts tranchants, c'est-à-dire dans le rapport  $\lambda^3/\lambda = \lambda^2$ . Puisque les hauteurs sont proportionnelles à  $\lambda$  les épaisseurs le sont donc aussi.

Les sections totales de longeron sont donc dans le rapport  $\lambda^2$ .

Le poids des éléments variant avec les efforts sera donc proportionnel à  $\lambda^3$ , et :

$$(17) \quad P_v = P_{v1} (0,4 m^{3/2} + 0,6 m) = m P_{v1} (0,4 \sqrt{m} + 0,6).$$

Le poids de construction au mètre carré sera proportionnel au quotient par  $\lambda^2$ , c'est-à-dire par  $m$ , de l'expression qui précède.

Donc :

$$(18) \quad p_v = p_{v1} (0,4 \sqrt{m} + 0,6).$$

8,321.3

En fusionnant ces cas particuliers on peut étudier le cas général dans lequel le poids total et la charge alaire varient simultanément, et dans lequel nous avons :

$$(19) \quad \frac{P/S}{P_1/S_1} = q \qquad \frac{P}{P_1} = m.$$

On voit, en réunissant les deux résultats que nous avons trouvés, que :

$$(20) \quad p_v = p_{v1} (0,4 \sqrt{q} + 0,6) (0,4 \sqrt{m} + 0,6).$$

Pour les poids totaux des voilures, nous avons :

$$(21) \quad P_v = P_{v1} \cdot \frac{m}{q} (0,4 \sqrt{q} + 0,6) (0,4 \sqrt{m} + 0,6).$$

La figure 8,321.3 donne un nomogramme par points alignés qui permet le calcul immédiat de  $p_v = P_v/S$  en supposant un avion de référence de 15 T dont la voilure, chargée à 150 kg/m<sup>2</sup>, pèse 25 kg/m<sup>2</sup>.

8,322

## ROLE DE L'EFFILEMENT ET DE L'AMINCISSEMENT

M. Mercier, de la S. N. C. A. du Sud-Est, a fait en 1934, à propos du Lioré 45, une étude générale de l'évolution des poids de voilure, cette fois à *égalité de poids total, de surface et d'allongement*, en fonction seulement de l'effilement de l'aile (forme en plan) et de son amincissement (évolution de l'épaisseur des profils le long de l'envergure).

Nous allons résumer très brièvement cette intéressante étude, qui permet de saisir certaines des raisons des formes d'ailes adoptées par la construction courante. Signalons tout de suite que cette étude suppose qu'en chaque point tous les dimensionnements sont exactement conditionnés par les efforts subis, et qu'elle a donc forcément un caractère théorique, les ailes réelles présentant toujours certaines surabondances locales, notamment au voisinage de l'extrémité, où les épaisseurs théoriques tendent vers zéro, tandis que les épaisseurs pratiques doivent conserver des valeurs correspondant à une rusticité convenable en utilisation.

8,322.1

### Choix des paramètres.

Considérons la vue en plan d'une voilure trapézoïdale (v. fig. 8,322.1). Soient :  $h_1$  la corde d'extrémité,  $h_2$  la corde d'emplanture;

$b_0$  l'épaisseur absolue du profil à l'extrémité et  $b_2$  cette même épaisseur à l'emplanture;

$e_0 = b_0/h_0$  l'épaisseur relative à l'extrémité;

$e_2 = b_2/h_2$  l'épaisseur relative à l'emplanture;

$l_2$  l'envergure de la demi-aile considérée, et  $l_1$  la distance du point de convergence de la vue en plan au profil d'emplanture.

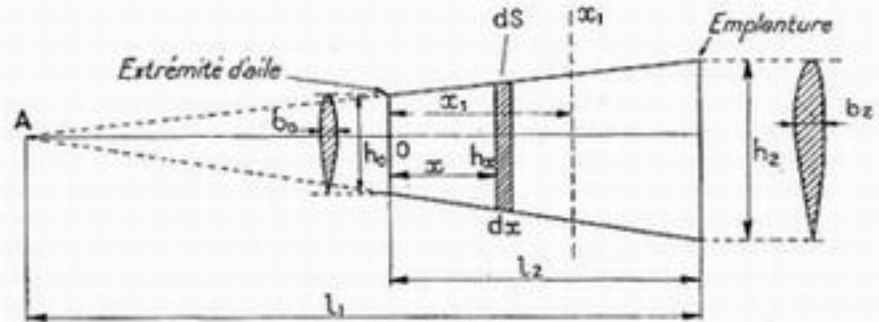


Fig. 8.322.1.

Il faut d'abord choisir des paramètres qui donnent des calculs simples et une exploitation facile.

M. Mercier s'est limité pour simplifier au cas où l'évolution de l'épaisseur relative le long de l'envergure est linéaire (1), ce qui permet de caractériser l'aminçissement par un seul paramètre.

Il a choisi les paramètres de définition suivants :

— pour la forme en plan de l'aile (effilement) :  $t = l_1/l_2$ ; ce paramètre n'est pas celui adopté en Amérique et que nous avons utilisé en 3,215,12; la loi qui les relie est approximativement (2) :

$$\varepsilon = \frac{l_1}{l_2} \sim \frac{h_0}{h_2} \text{ c'est-à-dire } \frac{t-1}{t};$$

— pour la vue frontale de l'aile (aminçissement) :  $\mu = e_2/e_0$ .

La forme de l'aile est donc définie par  $t$  et  $\mu$ , les valeurs du poids total  $P$ , de la surface de voilure  $S$  et de l'allongement  $\lambda$  étant des données invariables.

Si  $\mu$  est égal à 1, l'épaisseur relative est constante, donc les profils sont tous homothétiques entre eux, la décroissance d'épaisseur absolue n'est due qu'au fait de l'effilement dans la vue en plan. On a une aile à profil constant et non évolutif.

Pour  $t = 1$ , on a une aile entièrement triangulaire. Au contraire  $t$  infini donne la voilure rectangulaire. Pour conserver même surface et même allongement, l'envergure et la corde d'emplanture doivent évidemment décroître quand  $t$  augmente.

### 322.2 Étude de la flexion.

322.20 On peut, avec les deux paramètres  $\mu$  et  $t$ , exprimer tous les éléments de la figure et notamment  $h_x$  profondeur de l'aile au point courant, et  $dS$ , élément de surface correspondant (v. fig. 8,322.1) à partir des données de base suivantes :

$$l_2 = \sqrt{\lambda S} \quad l_1 = t \sqrt{\lambda S} \quad h_2 = \frac{2tS}{(2t-1)\sqrt{\lambda}}$$

On calcule en fonction de  $\mu$  et  $t$  les volumes des semelles et des âmes de longeron (3), pour en déduire les variations du poids de construction, en confondant,

(1) L'épaisseur absolue varie donc suivant une loi parabolique pour l'aile trapézoïdale (la variation devient linéaire dans le cas particulier où l'aile est rectangulaire - cas de la figure 8,322.212 B).

(2) L'approximation tient à ce que  $h_0$  n'est pas exactement égal à  $l_0$ , ni  $h_2$  à  $l_2$ , cette dernière grandeur étant, rappelons-le, la profondeur de corde dans le plan de symétrie et non à l'emplanture.

(3) L'expression « longeron », employée pour simplifier, signifie en réalité « éléments de résistance absorbant les efforts de flexion ». On verra en effet dans ce qui suit que rien n'implique l'existence de longerons véritables s'il s'agit par exemple d'un caisson pur, les « semelles » seront les revêtements raidis.



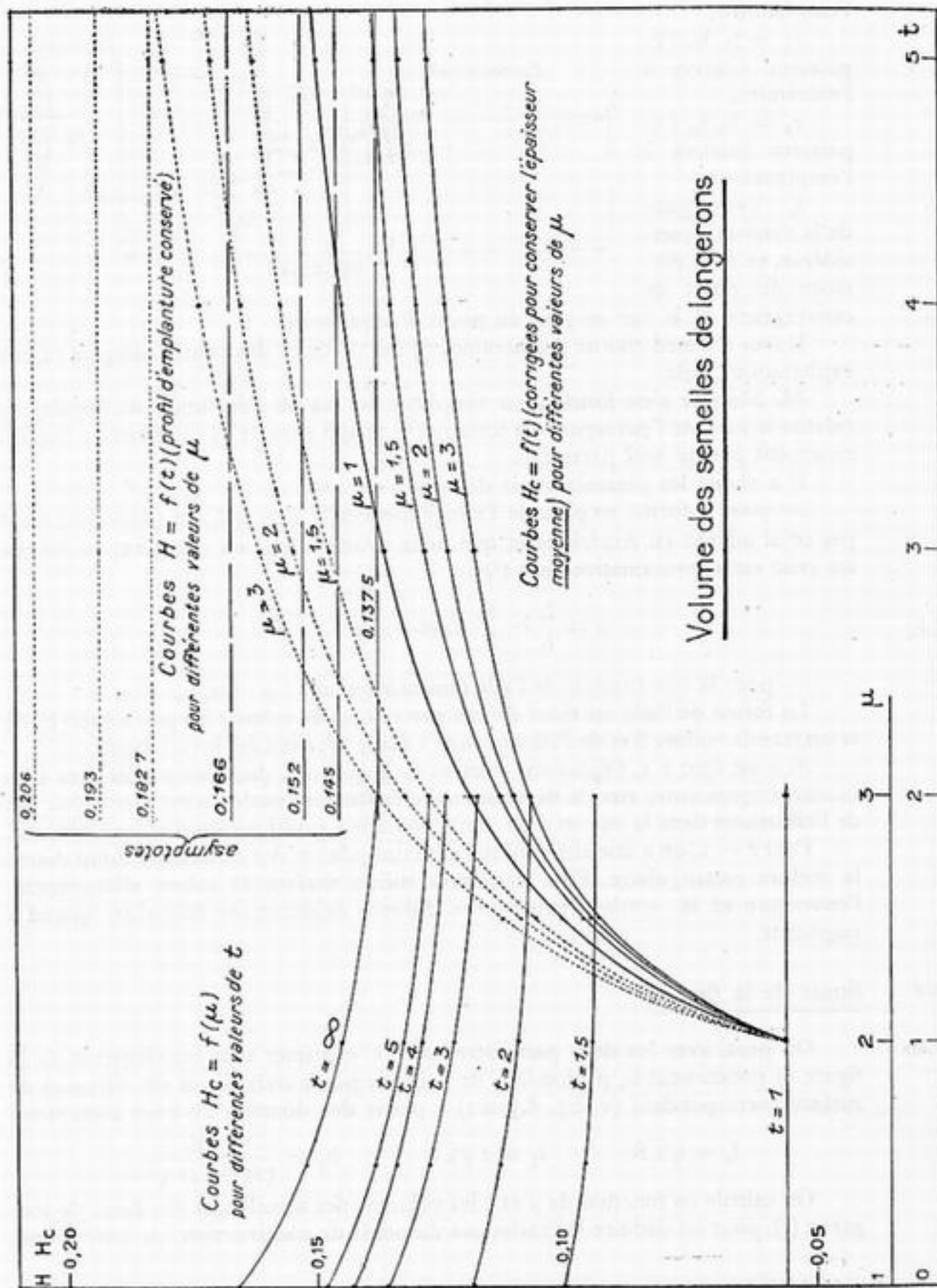


Fig. 8,322.212 A.

pour simplifier, l'entre-axe des semelles avec l'épaisseur maximum du profil, ce qui revient à admettre une double approximation, à savoir :

— que les longerons sont situés au point d'épaisseur maximum de l'aile, ce qui n'est rigoureusement vrai que pour certains monolongerons, et se trouve assez faux pour les structures en caisson pur et très faux pour les bilongerons;

— que de plus les centres d'inertie des sections de semelles sont situés à la périphérie du profil, ce qui est faux dans tous les cas, mais moins pour les caissons purs que pour les autres structures.

Les résultats ne seront donc pas rigoureux, mais leur caractère *comparatif* n'en sera pas modifié, à condition de ne comparer entre elles que des structures de même principe et dans lesquelles les éléments résistants sont semblablement placés dans la profondeur du profil.

,322.21 *Semelles.*

,322.211 Pour avoir le moment fléchissant, intégrons deux fois la ligne de charge définie par :  $c = P/S h_x$  ( $P/S$  est supposé constant sur toute la surface de l'aile).

On a :

$$T = \int_0^x c \, dx = \frac{P}{S} \int_0^x h_x \, dx$$

et :

$$(22) \quad M = \int_0^x T \, dx = \frac{P}{\lambda S} \frac{x^2}{3(2t-1)} \left[ 3\sqrt{\lambda S}(t-1) + x \right].$$

On en déduit la section totale  $\Sigma$  des semelles soumises à un effort de même signe en remarquant simplement que

$$(23) \quad \Sigma = \frac{M}{r_1 b_1}$$

si  $r_1$  est le taux de fatigue admis pour le matériau employé et  $b_1$  la distance des semelles, ou épaisseur de l'aile dans la section considérée, qu'on exprime aussi en fonction des éléments de la figure, et finalement des paramètres  $t$  et  $\mu$ .

On obtient facilement le volume total des semelles qu'on met sous la forme :

$$(24) \quad V = \frac{1}{6} \frac{P \lambda^{3/2} S^{1/2}}{r_1 c_2} H(t, \mu).$$

,322.212 Les courbes qui donnent  $H$  en fonction des paramètres  $t$  et  $\mu$  sont représentées par la figure 8,322.212 A.

Pour étudier correctement l'influence de ces paramètres, il faut se garder d'une grave erreur d'interprétation. Si nous tracions sans précautions particulières les courbes  $H(t)$  pour des valeurs croissantes de  $\mu$  introduites brutalement dans l'expression (24) de  $V$ , nous obtiendrions les courbes *en pointillé* données par la fig. 8,322.212 A, qui conduiraient à penser qu'il est désavantageux de faire des voilures à profil évolutif, c'est-à-dire allant en s'amincissant, puisqu'on obtiendrait un volume de semelles, et par conséquent un poids, supérieurs pour toutes les valeurs de  $\mu$  supérieures à 1.

Mais il faut tenir compte du fait que tout le calcul fait jusqu'à présent suppose implicitement *une épaisseur relative à l'emplanture qui soit la même pour toutes les voilures* ( $c_2$  constant).

La conclusion alors n'a rien d'étonnant, car si l'on amincit vers l'extrémité une voilure dont la surface, l'allongement et la forme en plan restent les mêmes, les moments fléchissants restent constants, et l'on ne dispose pour les absorber que de hauteurs de longerons diminuées : il est bien évident qu'alors il faudra des

semelles plus fortes et que leur poids s'en trouvera augmenté. La chose est rendue particulièrement sensible par la vue frontale de la voilure dans le cas d'une aile rectangulaire (voir fig. 8,322.212 B) choisi pour simplifier la figure, car avec l'hypothèse faite sur la décroissance linéaire de  $e$ , le contour apparent de la voilure reste alors constitué par deux droites lorsque  $\mu$  varie.

La comparaison à laquelle on se trouve ainsi conduit est manifestement incorrecte, car le fait d'amincir la voilure doit l'avantager au point de vue aérody-

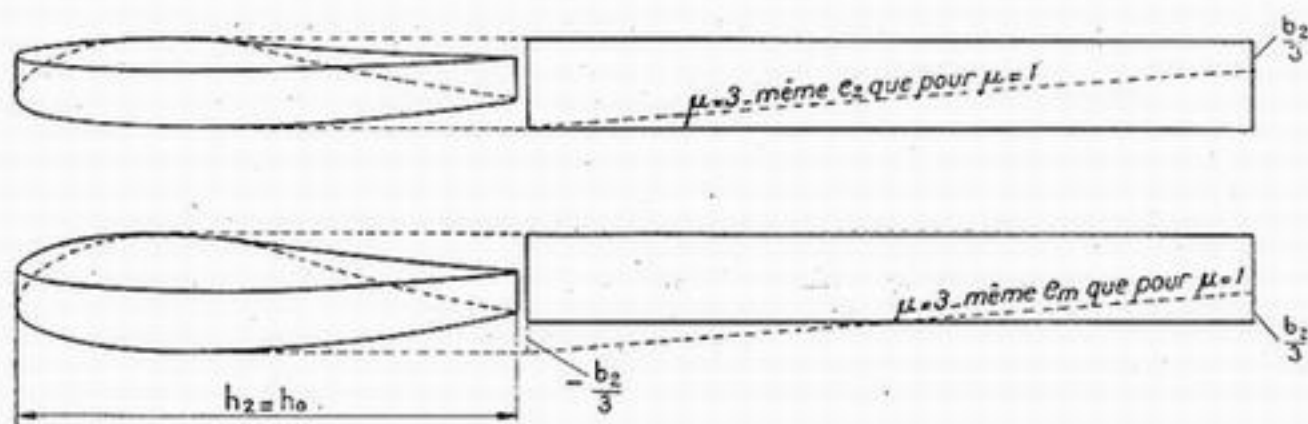


Fig. 8,322.212 B.

namique (sinon il n'aurait évidemment aucun intérêt) et la seconde voilure n'est pas équivalente à la première, mais à une voilure meilleure. Il faudrait donc, pour revenir à des voilures comparables au point de vue aérodynamique, augmenter l'épaisseur relative moyenne  $e_m$  de la nouvelle voilure, ce qui permet de prendre une épaisseur relative de  $e_2$  à l'emplanture plus grande. On doit donc raisonner à épaisseur relative moyenne  $e_m$  constante, et considérer comme une constante non plus  $e_2$  comme jusqu'à présent, mais  $e_m$  — et par conséquent calculer la valeur de  $e_m$ .

Le coefficient de traînée étant une certaine fonction de l'épaisseur relative :  $C_x = \varphi [e(x)]$ , nous déterminerons  $e_m$  par la condition qu'une voilure ayant partout cette épaisseur relative ait même  $C_x S$  que la voilure à étudier :

$$S \varphi(e_m) = \int \varphi[e(x)] dS$$

Pour simplifier, nous admettrons que pour la famille de profils envisagée,  $C_x$  varie à peu près linéairement en fonction de  $e$  dans le domaine considéré, ce qui revient implicitement à considérer la surface frontale de la voilure comme un maître-couple de fuselage. On a alors :

$$e_m = \frac{1}{S} \int_0^{l_2} e(x) h_1 dx = \frac{1}{S} \int_0^{l_2} b_1 dx.$$

Finalement :

$$(25) \quad e_m = e_2 \frac{t(\mu + 1) - 1}{(2t - 1)} = e_2 F(t, \mu).$$

La correction annoncée revient donc à amplifier  $e_2$  dans le rapport  $e_2/e_m$  et par conséquent à diminuer  $V$  (puisque  $e_2$  figure au dénominateur) en le multipliant par l'inverse de ce rapport, c'est-à-dire par  $e_m/e_2 = F(t, \mu)$  qui est pratiquement le rapport de la surface frontale de la voilure à la surface du rectangle circonscrit.

Les valeurs corrigées  $H_c = H \times F(t, \mu)$  sont portées sur la figure 8,322.212 A (courbes en trait plein) où l'on peut les comparer aux valeurs non corrigées (courbes en pointillé).

Cette discussion montre bien que l'intérêt de l'amincissement est uniquement



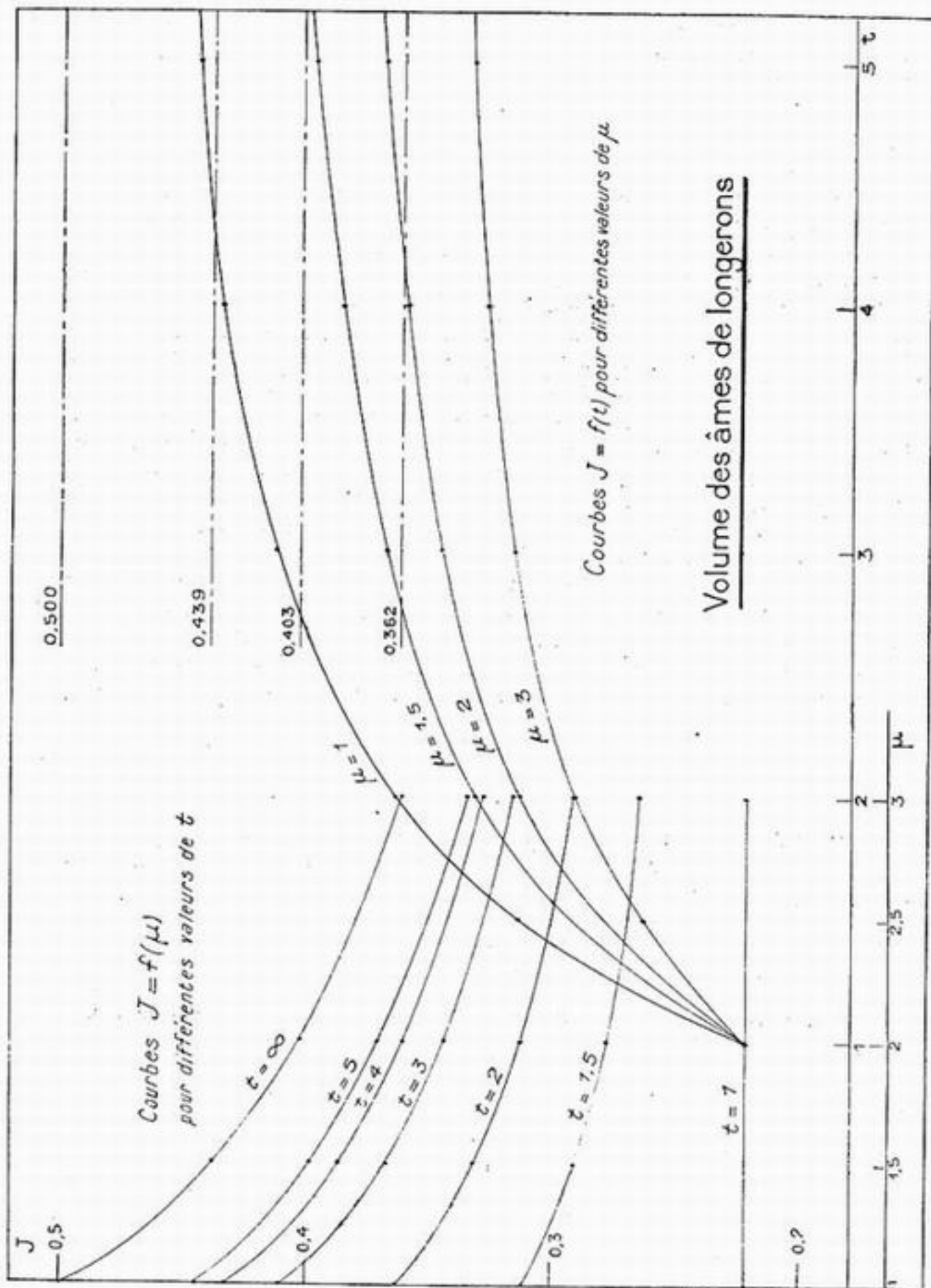


Fig. 8,322.22.

d'ordre aérodynamique; elle en montre aussi la condition, à savoir que le coefficient  $C_x$  soit une fonction *croissante* de l'épaisseur relative.

La disposition relative des courbes correspondant à des valeurs de  $\mu$  croissantes se trouve inversée. La correction est évidemment nulle pour  $\mu = 1$  (voilure homothétique).

8,322.213

Le rôle du paramètre  $t$  est d'une interprétation beaucoup plus simple et plus intuitive.

Pour  $\mu$  donné, le volume des semelles et, par conséquent, le poids de l'aile, va en croissant lorsque  $t$  augmente jusqu'à l'infini. La valeur limite pour  $t$  infini (asymptote) correspond au cas de l'aile rectangulaire.

La figure 8,322.212 A met en relief l'intérêt qu'il y a, au point de vue constructif, à adopter un effilement assez fort. Le poids augmente beaucoup au début, lorsqu'on part de l'aile triangulaire (à rejeter pour des raisons aérodynamiques, Cf. 3,215.12) pour aller jusqu'à l'aile rectangulaire : dès la valeur  $t = 2$ , c'est-à-dire pour une corde d'extrémité se trouvant à égale distance du point de convergence dans la vue en plan et de l'emplanture, on a déjà beaucoup alourdi. On a tout intérêt à situer l'aile aux environs de  $t = 1,5$ , ce qui correspond sensiblement à  $\varepsilon = 0,35$ , et coïncide avec la valeur que nous avons déjà considérée comme optima en 3,215.12.

Si l'on examine les courbes de gauche de la figure 8,322.212 A, on constate que l'influence de  $\mu$ , caractérisée par la pente de ces courbes, est une fonction croissante de  $t$  : elle est beaucoup plus nette pour l'aile rectangulaire ( $t = \infty$ ) que pour l'aile très effilée; elle tombe à zéro pour l'aile triangulaire ( $t = 1$ ). Au contraire, l'influence favorable de  $t$ , caractérisée par l'écartement des courbes (ou par la pente des courbes de droite) est une fonction légèrement décroissante de  $\mu$  : elle est maximum pour l'aile homothétique, et décroît lorsque  $\mu$  croît.

8,322.22

*Ames.*

On peut faire un calcul analogue pour le volume des âmes.

En appelant  $\Omega$  la section des âmes,  $q_x$  l'effort tranchant et  $r_2$  le taux de travail admis, on a :

$$(26) \quad \Omega = \frac{q_x}{r_2}$$

En calculant ensuite le volume des âmes, on arrive à mettre celui-ci sous la forme :

$$(27) \quad W = \int_0^{l_2} \Omega \, dx = \frac{P S^{1/2} \lambda^{1/2}}{r_2} J(t, \mu)$$

Les valeurs de  $J$  sont données par la figure 8,322.22.

Les résultats ressemblent à ceux obtenus pour les semelles, mais pour les âmes il n'y a pas de correction d'épaisseur moyenne à opérer : en effet, l'épaisseur relative de l'aile disparaît dans l'expression de la section de l'âme, tandis que pour les moments fléchissants cette grandeur intervenait au dénominateur, puisque la hauteur de poutre dimensionnait les efforts de traction et compression dans les semelles.

3,322.23 *Conclusions pour la flexion.*

Essayons de chiffrer les gains ou les pertes de poids qu'on obtient en faisant varier  $t$  et  $\mu$ .

En dépouillant les courbes, on constate qu'en tenant compte à la fois des semelles et des âmes, les poids de longerons subissent, pour passer d'un cas très favorable (caractérisé, par exemple, par  $t = 1,5$ ,  $\mu = 3$ ) au cas le plus défavorable possible (caractérisé par  $t = \infty$ ,  $\mu = 1$ ) un alourdissement relatif de l'ordre de 75 %. Si l'on veut se faire une idée de ce que devient le poids de l'aile entière, il y a lieu de rappeler, comme nous l'avons vu en 8,321.0, que les efforts subis n'affectent directement qu'environ 40 % du poids total de l'aile : l'alourdissement relatif de l'aile la plus mauvaise, rapporté au poids total de l'aile optimum que nous venons d'envisager, serait donc de l'ordre de  $75 \% \times 0,4 = 30 \%$ .

Cette comparaison est certainement exagérée, l'aile prise comme « repoussoir » à savoir  $t = \infty$ ,  $\mu = 1$ , ne se rencontrant pas en construction cantilever. Mais entre l'aile optima  $t = 1,5$  et  $\mu = 3$ , et une aile qu'on peut souvent rencontrer, caractérisée par exemple par  $t = 3$  et  $\mu = 1$ , il reste un alourdissement de l'ordre de 20 % encore très appréciable.

Cette étude aboutit donc à des conclusions intéressantes. Si on la rapproche de celle donnée en 3,215.12 on aperçoit clairement les raisons essentielles des dispositions adoptées généralement, et on s'explique pourquoi dans la construction cantilever on ne fait plus d'ailes rectangulaires mais toujours des ailes plus ou moins effilées. Il est remarquable de constater que pour une fois les éléments de décision venant de deux secteurs très différents de la technique (aérodynamique et résistance des matériaux) s'accordent au lieu de s'opposer : un effilement de l'ordre de  $\varepsilon = 0,4$  doit s'imposer à bref délai pour toutes les voilures en porte-à-faux.

L'étude de M. Mercier présente aussi l'avantage d'éclairer le gain qu'il peut y avoir à réaliser des ailes à profil évolutif, alors qu'il paraît si simple de mettre même profil partout en réalisant une aile homothétique. Il faut remarquer d'ailleurs que des deux variables  $t$  et  $\mu$ , c'est  $t$  qui a de beaucoup la plus forte influence sur le devis de poids :  $\mu$  conserve une influence notable pour les ailes peu effilées (rectangulaires ou presque) mais intervient très peu dès que  $t$  tombe au-dessous de 2.

3,322.3 Étude de la torsion.

Le calcul que nous avons fait ne parle que de la flexion, un calcul analogue peut et doit être fait pour la torsion.

Ce calcul, qui figure dans l'étude de M. Mercier, nous entraînerait trop loin. Particulièrement adapté au cas spécial du Lioré 45 (bilongeron à l'emplanture, caisson pur à l'extrémité) il n'a pas une présentation aussi générale que la partie relative à la flexion qui vient d'être exposée.

Notons d'ailleurs que les ailes-caissons modernes possèdent une grande rigidité en torsion, qui leur est conférée par leur revêtement *généralement dimensionné par d'autres considérations*. C'est pourquoi, sous l'angle particulier du devis de poids, où nous nous plaçons ici, cette étude de la torsion est moins essentielle.

Indiquons seulement que les résultats déduits plus haut des seuls efforts dus à la flexion s'appliquent rigoureusement lorsque les longerons ne participent

(1) Bien entendu ces considérations de poids ne sont pas les seules à intervenir : des raisons aérodynamiques (notamment autorotation) sont évidemment primordiales à considérer dans le compromis à réaliser.



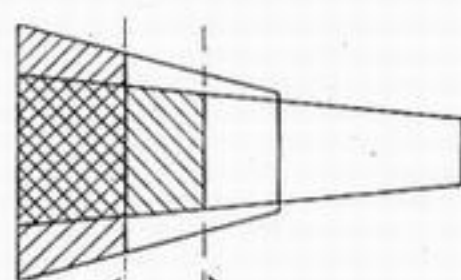
pas du tout à la torsion, ce qui est le cas des monolongerons comportant pour encaisser la torsion un caisson AV et un caisson AR : le longeron ne constitue pas une face du caisson de torsion et ne reçoit de ce fait aucun effort supplémentaire.

Pour les autres cas, certains coefficients d'amplification doivent être introduits pour équilibrer les efforts de torsion et de traînée superposés à ceux de flexion.

8,323

### EFFET DE L'ALLONGEMENT

Nous comparerons deux voilures de même surface, de même effilement, de même variation d'épaisseur relative le long de l'envergure, le rapport des allongements des deux voilures étant égal à  $k$



Sections homologues  
Fig. 8,323.

(v. fig. 8,323) :  $\frac{\lambda}{\lambda_1} = k$ .

Nous considérerons sur ces deux voilures deux sections se correspondant, c'est-à-dire interceptant à partir de l'emplanture des surfaces égales; puisque les allongements sont dans le rapport  $k$  et que les surfaces sont les mêmes, les envergures, et par conséquent les distances à l'emplanture de deux sections correspondantes, sont dans le rapport  $\sqrt{k}$ , et les cordes sont

dans le rapport  $\frac{1}{\sqrt{k}}$  puisque les deux surfaces doivent être égales.

8,323.1

#### Semelles.

Les surfaces comprises entre ces cordes et les extrémités d'ailes étant les mêmes, les charges aérodynamiques sur ces surfaces sont les mêmes. Les bras de levier étant dans un rapport égal à  $\sqrt{k}$  les moments de flexion aux sections correspondantes sont dans ce même rapport :  $\frac{M}{M_1} = \sqrt{k}$ .

Le moment résistant en un point est proportionnel au produit de la section de semelle par la distance  $d$  des centres de gravité des deux semelles. L'épaisseur relative étant la même aux deux sections correspondantes, les cordes étant dans le rapport  $1/\sqrt{k}$ , nous admettrons que les épaisseurs absolues sont dans ce même rapport  $\frac{1}{\sqrt{k}}$ .

On a donc :

$$(30) \quad \frac{sd}{s_1 d_1} = \frac{M}{M_1} = \sqrt{k}$$

$$\frac{s}{s_1} \frac{1}{\sqrt{k}} = \sqrt{k}$$

$$(31) \quad \text{d'où : } \frac{s}{s_1} = k$$

Or, le poids de la semelle est proportionnel à sa section et à sa longueur : il est donc finalement proportionnel à  $k^{3/2}$ .

323.2 Ames.

Pour évaluer l'effet de l'allongement sur le dimensionnement des âmes, remarquons qu'il résulte de la définition des sections homologues que les efforts tranchants y sont égaux :  $T = T'$ .

La section de l'âme doit donc être la même en deux sections homologues, et par suite les poids des âmes sont proportionnels à leur seule longueur, soit à  $\sqrt{k}$ .

Notons en passant que les épaisseurs d'âmes sont proportionnelles à  $\sqrt{k}$  puisque

$$\frac{e d}{e_1 d_1} = 1 \quad \text{et} \quad \frac{d}{d_1} = \frac{1}{\sqrt{k}}$$

323.3 Ensemble du longeron.

Si le poids des semelles représente  $s$  % et le poids des âmes  $a$  % du poids total du longeron ( $s + a = 1$ ) le rapport des poids de longerons devrait s'écrire en toute rigueur

$$(32) \quad \frac{P'_1}{P_1} = s k^{3/2} + a k^{1/2}$$

Mais en réalité, il s'en faut que les âmes soient partout dimensionnées strictement par l'effort tranchant; de plus leur poids est très faible devant celui des semelles. Il est plus simple de ne considérer que ces dernières, en notant simplement que la formule obtenue est légèrement défavorable aux grands allongements, et d'écrire pour l'ensemble de la voilure ;

$$(33) \quad \frac{P'_v}{P_v} = 0,4 k^{3/2} + 0,6.$$

## 8,4 - SURABONDANCE

Après avoir étudié la prévision numérique des poids de structure, nous ne pouvons terminer ce chapitre sans dire un mot du choix des marges ou surabondances, qu'elles correspondent à des éléments calculables ou à des éléments conditionnés par d'autres considérations que le calcul strict.

8,41

Notons d'abord qu'il y a un compromis à trouver entre la chasse à l'excès de poids nuisible, c'est-à-dire à la surabondance inutile, et la recherche de la rusticité et de la rigidité locale, nécessaires pour une véritable commodité en utilisation.

La question est évidemment simplifiée par l'augmentation du tonnage. Pour les très gros appareils, elle ne se pose presque plus, puisque les épaisseurs auxquelles on est conduit de toute façon suffisent largement, quel que soit le mode de structure adopté, pour les opérations de service courant au sol (circulation sur les revêtements sans risquer de les crever, etc...). Nous verrons au chapitre XII que la difficulté maxima à cet égard se rencontre dans les planeurs de vol à voile. Pour les tonnages moyens, nous avons vu que les types de construction dans lesquels le revêtement est largement travaillant, et en particulier les structures en caisson, apportent une solution heureuse au problème posé.

8,42

En ce qui concerne la résistance d'ensemble, une certaine surabondance est quelquefois de bonne politique, pour réserver l'avenir en vue d'alourdissements ultérieurs.

Ceux-ci peuvent résulter d'erreurs de prévisions dans les devis de poids — erreurs très fréquentes et souvent grossières dans le passé, mais qui doivent être évitées par une étude sérieuse.

Mais ils peuvent aussi, comme nous le disons en 9,27, être imposés à l'avionneur sans qu'il y ait de sa faute, et provenir soit de progrès techniques ou d'une modernisation du matériel (adjonction de moteurs plus puissants et par conséquent plus lourds), soit enfin d'exigences nouvelles des utilisateurs dans le domaine de l'équipement ou de l'armement. Nous avons vu en 8,31 une évaluation sommaire de ce que coûte en poids la réserve de possibilités de ce genre.

8,43

La meilleure surabondance est celle qui sert à la fois ces deux fins : résistance générale et rusticité. La seule qui soit inexcusable est celle qui ne sert ni l'une ni l'autre. Elle n'est malheureusement pas rare ; la cause en a été souvent la suivante : on ignorait d'avance la répartition réelle des efforts, on ne s'est pas donné la peine de la vérifier par des essais statiques partiels, alors on a réalisé n'importe quoi, sous prétexte que « trop fort n'a jamais manqué ». Nous n'avons pas à apprécier si ce principe est bon en stratégie, mais il est certainement détestable en construction aéronautique.

---



---

# SYNTHÈSE

---

Après l'analyse détaillée qui a fait l'objet des chapitres précédents, il a semblé utile de résumer ici en une brève synthèse les diverses étapes de la conception et de la mise au point d'un avion prototype et de rappeler quelques-uns des principes généraux qui doivent présider à sa réalisation.

## BUTS A ATTEINDRE

En définitive, un avion est conçu de manière à répondre, par ordre d'importance :

- 1° à une utilisation déterminée, fixée par un programme particulier <sup>(1)</sup>;
- 2° à une conception technique de base saine au point de vue aérodynamique (performances et qualités de vol) et au point de vue résistance (solidité);
- 3° au meilleur rendement des moyens industriels qui seront consacrés à sa construction éventuelle en série; cette question comporte un aspect général (simplicité de fabrication) et, si l'on peut prévoir les usines qui feront la série, un aspect particulier à ces usines, tenant compte dans la mesure du possible des outillages existants, des tours de main et des modes de construction habituels dans leurs ateliers et dont la réussite est par conséquent certaine, etc...;
- 4° à un certain nombre de conditions techniques générales définies par les programmes techniques généraux <sup>(1)</sup>, les normes, les standards intérieurs à la Société pour les pièces qui ne font pas l'objet de standards universels;
- 5° éventuellement à des servitudes résultant des conditions économiques de la région ou du moment : utilisation d'une certaine main-d'œuvre régionale, en temps de guerre élimination de certains matériaux d'un approvisionnement difficile, etc...

1) Les programmes techniques comportent généralement, en France, deux parties distinctes : on a trouvé plus expédient de mettre en facteur une fois pour toutes dans un « programme technique général » les exigences communes à toutes les catégories d'avions, ce qui allège d'autant le « programme technique particulier » relatif à chaque catégorie.

---

## 9,1 - PROCESSUS A SUIVRE

---

Les grandes lignes du processus suivi en France se dégagent, *en ce qui concerne les étapes soumises à un contrôle de l'État*, de la lecture du fascicule Air 0231 (1). Ce document a bien entendu besoin d'être complété pour les étapes, préalables ou simultanées, qui sont laissées à l'entière initiative de l'avionneur. Nous les exposerons ensemble ci-après dans un ordre purement chronologique.

### 9,11 *ÉTUDES*

9,111 On procédera d'abord à une étude *approfondie* du programme technique particulier et de ses développements éventuels possibles.

En effet, plutôt que de se plaindre des exigences formulées par ce document et de chercher le moyen de les tourner, il est à la fois plus fructueux et de meilleure politique de s'imprégner l'esprit des buts recherchés par ses auteurs, pour essayer de trouver un moyen technique de les satisfaire, fût-ce d'une manière parfois différente de celle qui avait été d'abord prévue. Et même il n'est pas défendu d'aller encore plus loin dans ces vues, ce que l'expérience a montré souvent possible malgré l'aspect redoutable des obstacles qui se présentaient au premier abord.

9,112 On entreprendra ensuite :

— la conception des solutions d'ensemble paraissant susceptibles de répondre au programme : silhouette et caractéristiques aérodynamiques de l'appareil, matériaux, principes généraux de structure avec une première idée sur la fabrication ;

— l'étude de plusieurs avant-projets (Cf. 2,22) et le choix de la solution la meilleure — ou de plusieurs solutions méritant d'être poussées plus loin pour être départagées ;

— le passage en soufflerie de petites maquettes non motorisées correspondant à la solution choisie, ou aux solutions retenues pour une comparaison plus poussée ;

— des retouches éventuelles aux avant-projets suivant les résultats de ces essais en soufflerie.

9,113 C'est alors le moment de prendre un premier contact avec le client, c'est-à-dire l'État, les Compagnies de navigation, ou la clientèle privée suivant la catégorie de l'appareil. Il en résultera souvent de nouvelles retouches à faire à l'avant-projet suivant les suggestions reçues : c'est pourquoi il est important de prendre contact dès ce stade, alors que les retouches sont encore faciles à faire.

(1) Blondel La Rougery, éditeur.

1,114

On procède ensuite à l'élaboration du dossier de projet proprement dit, comportant notamment une étude aérodynamique *complète*, au moins sur maquette non motorisée (et, si possible, déjà sur maquette motorisée), des retouches éventuelles en fonction du résultat de ces essais, une première étude du devis des poids, le calcul des performances et des caractéristiques d'utilisation, les bases du calcul de résistance (*efforts généraux et principe de calcul des éléments essentiels*), une première étude sommaire de la fabrication pour mieux apprécier les avantages revendiqués par le mode de construction envisagé, et un schéma de principe des installations (notamment groupes motopropulseurs, armement pour les avions militaires, conditionnement d'air pour les avions civils).

Si la structure fait appel à des principes constructifs originaux ou difficilement calculables, on sera bien inspiré de faire dès ce stade les quelques essais statiques partiels de principe qui permettront d'asseoir la technique envisagée sur des bases saines et sûres.

C'est aussi dès ce stade, c'est-à-dire pendant l'élaboration du projet, que doit être construite et présentée à l'examen officiel la maquette d'aménagement en vraie grandeur, pour avoir le plus tôt possible les suggestions détaillées et les desiderata définitifs des utilisateurs sur les aménagements. Des modifications parfois considérables risquent d'être demandées : il est donc important de les provoquer le plus tôt possible pour pouvoir en tenir compte au mieux.

1,115

Dès l'accord sur ce projet, on lance généralement à la fois, pour gagner du temps, l'étude du dossier de définition du prototype et la fabrication des premières pièces au fur et à mesure qu'elles sont définies. Ce gain de temps sur le prototype n'est d'ailleurs pas aussi substantiel qu'on pourrait le croire : en effet, une étude comporte toujours certains retours en arrière, et les pièces dont l'étude a été reportée à la fin peuvent remettre en cause certaines définitions données au début.

1,116

Le dossier de définition doit être extrêmement complet et approfondi. C'est le dossier final de l'avion.

Il comprend un mémoire aérodynamique définitif provenant des essais en soufflerie d'une *maquette obligatoirement motorisée*, c'est-à-dire où les hélices sont figurées et entraînées par de petits moteurs électriques. Cette maquette permet l'étude des écoulements, des effets du souffle d'hélice, des sillages, des qualités de vol, etc... Dans une étude bien conduite, on aura soin de faire aussi des essais de vrille libre au tunnel vertical pour les avions acrobatiques.

Ce dossier comporte un mémoire hydrostatique et hydrodynamique pour les hydravions.

Il donne les calculs *complets* de résistance de toutes les pièces. Il comprend l'étude approfondie des installations avec tous les calculs nécessaires : calcul des canalisations, des refroidissements, bilans d'énergie de servitude, calcul complet du conditionnement d'air, etc... Un mémoire très détaillé sur la fabrication traitera notamment des approvisionnements nécessaires, de la normalisation, de la démontabilité et de l'interchangeabilité de l'appareil, des outillages nécessaires pour sa fabrication en grande série, etc... Un devis de poids très détaillé *et des notices techniques* seront joints au dossier.

Au fur et à mesure de l'élaboration de ce dossier on travaille aux dessins d'exécution (liasse d'identification de l'appareil) et on fait marcher de pair la construction du prototype.

C'est à ce moment que doivent être faits le plus possible d'essais de fonctionnement en vraie grandeur : mise au point des installations des groupes moto-propulseurs en soufflerie, expérimentation des amortisseurs, des freins et



du système d'escamotage de l'atterrisseur sur machines d'essai, réalisation complète des installations électriques sur maquettes, etc. En même temps, on procède aux essais statiques sur éléments de construction réels, s'il y a lieu : en cas de grandes nouveautés constructives, il peut arriver qu'on exige des essais statiques, parfois partiels, sur une partie vitale d'un avion prototype; mais en règle générale en France, on se contente au stade prototype d'un dossier de calculs sérieux, et les essais statiques ne sont exigés que pour la série.

## 9,12 ESSAIS

9,121 Avant les essais en vol, la prudence commande d'effectuer d'abord le plus possible d'essais de bon fonctionnement au sol sur l'avion terminé.

On passe ensuite aux essais de mise au point en vol chez le constructeur.

• Pour le premier vol d'un prototype, il y a lieu d'opérer avec une grande prudence, la machine étant complètement inconnue. On ne commence d'ailleurs pas par un véritable vol, mais plus exactement par un « saut de puce », en ligne droite : on choisit un terrain très long, on part d'une des extrémités, on roule, on décolle de quelques mètres et on se repose droit devant soi. Il risque en effet d'y avoir un ou deux points *essentiels* à retoucher avant de pousser plus loin, surtout dans les actions et réactions de gouvernes. Lorsque tout va bien, on prend un peu de hauteur, on fait un tour de piste et c'est ensuite la carrière normale de l'avion.

Les essais de mise au point en vol servent à vérifier et compléter tous les essais antérieurs faits en soufflerie, notamment pour les qualités de vol, l'installation des groupes motopropulseurs (notamment refroidissement) et les performances. Ils portent principalement sur des questions d'écoulements. Par exemple :

— pour les qualités de vol, on poursuivra l'élimination complète du buffeting, on vérifiera que l'emplacement et les dimensions choisies pour les empennages conviennent; on fera la mise au point de la compensation des gouvernes, qui n'a pu être faite jusqu'à présent;

— pour les groupes motopropulseurs, on étudiera la circulation au travers et autour des radiateurs et des capots;

— pour les performances on recherchera l'emplacement optimum des manches à air d'admission, l'élimination des tourbillons et décollements;

— pour les équipements, on vérifiera l'emplacement correct des antennes anémométriques (mesures de vitesse sur base) et le bon fonctionnement des diverses installations.

9,122 Lorsque cette mise au point est terminée chez le constructeur, on présente l'avion pour les essais en vol officiels. Un examen préliminaire a lieu d'abord pour s'assurer que les conditions de sécurité et de présentation sont réalisées. Il consiste surtout à voir si on a bien respecté les conditions générales d'installation. Il doit être d'autant plus bref que l'examen de maquette a été plus fouillé, puisqu'il ne saurait être question de remettre en cause les questions déjà discutées et réglées à l'examen de maquette.

9,123 Enfin, on procède aux essais officiels de l'avion.

Les essais officiels commencent obligatoirement par la pesée et l'identification de l'appareil en vue d'avoir une base de référence solide.

Ensuite, ont lieu les vols préliminaires de démonstration par pilote du constructeur, qui ont surtout un but de sécurité et sont la traduction normale du par-

tage des responsabilités : le constructeur (fournisseur) étant responsable de la mise au point de l'avion qu'il présente, c'est lui qui doit faire démontrer par son pilote, à la vue du pilote de l'État, que l'avion se tire à son avantage de toutes les circonstances où le pilote de l'État pourra ultérieurement se trouver.

Puis, le pilote de l'État fait l'étude complète des qualités de vol, de l'installation des groupes motopropulseurs, de l'aptitude aux missions, de l'utilisation.

C'est alors seulement qu'on mesure les performances. La mesure des performances n'a en effet d'intérêt que pour la forme définitive de l'avion. Or, les autres essais sont susceptibles d'entraîner des modifications comportant des répercussions sur les performances, par exemple : augmentation de surface des empennages, agrandissement d'une entrée de capot, d'un radiateur, d'un poste de tir, etc.

On termine par des essais d'endurance qui consistent à soumettre le prototype au service le plus dur possible dans le temps minimum, afin de remédier au plus grand nombre de ses défauts d'endurance.

,124 Notons à titre documentaire que pour les appareils très gros ou de formule très nouvelle, on fait quelquefois une maquette volante (ex. : celle réalisée par la S. N. C. A. du Nord pour l'hydravion transatlantique Potez-SNCAN 161). Ceci revient à introduire une étape supplémentaire, correspondant à la mise au point de la maquette volante, conduite d'une manière analogue à celle indiquée en 9,121 et dont les résultats doivent permettre d'abrèger beaucoup la mise au point en vol du gros appareil lui-même.

---

## 9,2 - PRINCIPES GÉNÉRAUX

---

,20 On ne peut songer, bien entendu, à énumérer ici toutes les règles de conduite dont il doit être tenu compte pour aboutir à un résultat heureux, d'autant plus que beaucoup d'entre elles sont des questions de simple bon sens, communes à toute entreprise.

Nous nous bornerons à évoquer celles qui, au cours de ces dernières années, semblent avoir été plus fréquemment perdues de vue dans les réalisations prototypes aéronautiques, ou qui ont, sur ces réalisations, des répercussions particulièrement importantes.

,21 Commençons par rappeler une fois de plus la grande et dure loi du compromis, qui domine de très haut toute la technique aéronautique, et qui est excellemment résumée par l'Ingénieur américain Diehl, du N. A. C. A., dans les quelques phrases par lesquelles il commence son livre « Engineering Aerodynamics », et que nous traduisons ci-après :

« Le constructeur d'avion est sans cesse aux prises avec une suite intermi-  
 « nable de compromis. A chaque étape de son étude, il doit décider jusqu'à quelle  
 « limite un gain sur un point particulier justifie une perte sur un autre point. Le  
 « succès final dépend grandement de la rectitude de jugement dont aura fait  
 « preuve l'Ingénieur dans ses décisions. Le bon sens technique peut être un don  
 « naturel, mais il est le plus souvent le résultat de l'entraînement et de l'expérience. »

9,22

On ne saurait trop attirer l'attention en effet sur l'effort technique sérieux qu'exige de plus en plus la construction des avions. Elle a définitivement quitté le stade du bricolage et de l'improvisation, tout au moins pour les appareils de performances et de rendement élevés, et à l'exception peut-être de certains avions légers construits par manière de passe-temps, et qui sont aux avions sérieux ce que les divers « vélo-cars » qu'on rencontre parfois sur les routes sont aux voitures automobiles modernes construites par l'industrie.

La vraie construction des avions ne peut plus se contenter d'à peu près, aussi bien dans le domaine théorique qui nécessite des connaissances et une culture scientifique de plus en plus étendues, que dans le domaine des applications et de l'expérimentation, où l'on ne doit rien laisser au hasard, et où il faut (une fois les grandes lignes clairement dégagées) pousser le souci du détail jusqu'à la minutie.

9,23

L'ingénieur qui conçoit un avion doit être animé d'un état d'esprit résolument expérimental. En une matière qui concerne à ce point la sécurité, on ne doit marcher qu'à coup sûr. Par conséquent, tout ce qui n'est pas encore *pleinement* connu doit faire l'objet d'essais partiels préliminaires, aussi nombreux qu'il le faudra, pour être tiré au clair : essais de soufflerie, essais statiques, essais en vol partiels sur avion de servitude, etc...

9,24

Une des conséquences évidentes de ce principe est que si l'on veut aboutir dans des délais raisonnables, il faut éviter de tout remettre en cause à la fois : c'est le danger des conceptions trop révolutionnaires. Il va de soi que cet avertissement vaut beaucoup plus pour les débutants (qui sont justement, en général, les plus tentés de faire sensation) que pour les ingénieurs plus expérimentés qui pourront souvent, en guidant leur intuition par les leçons tirées de leurs réalisations antérieures, prévoir d'une façon suffisante le sens d'évolution des phénomènes dans une conception entièrement nouvelle, et surtout s'abstenir à temps de s'engager ou de s'obstiner dans une impasse.

Ces mises en garde ne visent nullement à tuer l'esprit d'invention, mais à le discipliner pour le rendre plus productif.

Elles visent aussi à attirer l'attention sur l'importance essentielle que conserve l'expérience du passé, même dans une technique encore jeune et très évolutive où, sous prétexte de « dynamisme » on a parfois tendance à la négliger. C'est le moment de rappeler le vieil adage : « *Præteriti fides, spes futuri* ». D'où l'utilité d'un noyau de personnel chevronné, dont le rôle parfois ingrat mais toujours nécessaire est, comme autrefois Caton l'Ancien, « de parler du passé ».

9,25

L'orientation du travail en profondeur ne doit pas faire oublier la recherche de solutions simples. La simplicité est toujours la suprême élégance. Outre ses avantages industriels, elle apporte de précieuses garanties sur le plan de la sécurité. Elle doit primer *toujours* sur l'ingéniosité, qu'elle n'exclut d'ailleurs pas, bien au contraire, car il faut souvent beaucoup de finesse pour trouver une solution simple et harmonieuse à un problème apparemment compliqué — mais la réci-



proque n'est pas forcément vraie : les solutions ingénieuses ne sont pas toujours simples, dans ce cas elles doivent être résolument écartées.

9,26

Une réussite aussi difficile que celle d'un excellent avion n'est jamais l'œuvre d'un individu isolé, si doué soit-il, mais toujours le résultat d'un travail en équipe. Celui-ci est d'autant plus fructueux que l'équipe est plus homogène et active sans doute, mais aussi qu'elle est plus ouverte à ce qui peut lui venir du dehors.

Plus que toute autre, la construction aéronautique, par la diversité et la complexité des techniques particulières auxquelles elle fait appel, exige une coopération très étroite et de haute qualité, à l'organisation systématique de laquelle on doit consacrer résolument toute l'énergie qu'on a trop souvent gaspillée jusqu'ici en vaines polémiques ou en rivalités stériles.

Prenons l'exemple, malheureusement classique dans un passé qui n'est pas si lointain, de l'installation des groupes motopropulseurs sur avion. Lorsque la bonne entente faisait défaut entre l'avionneur et le motoriste, chacun d'eux poursuivait des buts uniquement personnels. Le motoriste, sous prétexte d'assurer une bonne endurance de son moteur, voulait absolument s'en tenir à des solutions rétrogrades conduisant à une débauche d'air de refroidissement sans s'occuper des conséquences pour le C<sub>x</sub> général de l'avion. De son côté, l'avionneur cherchait à gagner des performances en « trichant » sur le rétrécissement des capots, quitte à provoquer des avaries de moteurs, dont il rejetait la responsabilité sur le motoriste. Il ne pouvait sortir de là que des polémiques lamentables. Au contraire, une coopération bien comprise conduit nécessairement les intéressés à des vues plus larges : ils comprennent que leurs intérêts sont convergents, car ils sont liés avant tout au succès d'ensemble de la machine.

Pratiquement, il est essentiel que le Bureau d'Études de l'avionneur arrive à une collaboration *efficace et positive* avec :

- le client, c'est-à-dire finalement l'utilisateur;
- le constructeur de moteurs et l'hélicier;
- le fabricant d'atterrisseurs;
- les divers constructeurs d'équipements et d'armements;
- et... (on rougit d'avoir à le dire) le bureau de fabrication *de sa propre Société*, en collaboration avec lequel il atteindra les sous-traitants et façonniers (matriceurs, fondeurs, etc...), cette liaison étant indispensable pour obtenir une construction parfaitement saine au point de vue industriel.

9,27

Notons enfin, au point de vue technique pur, le jugement dont il faut faire preuve pour pressentir les progrès techniques qui pourront rajeunir l'avion au cours de sa carrière, et leur réserver d'avance des possibilités suffisantes — sans cependant trop hypothéquer l'avion actuel au profit d'un avenir incertain malgré tout.

C'est ainsi qu'on ne manquera pas d'envisager le remplacement des moteurs initiaux par des moteurs plus puissants, d'où peuvent résulter un alourdissement, une plus grande vitesse (ces deux prévisions conduisant à réserver des marges de résistance) et des diamètres d'hélice accrus. Il y a lieu d'apprécier si les suppléments de poids nécessités par les renforcements à prévoir valent d'être apportés à toutes fins utiles dès l'origine, ou si, dans la négative, on se contentera de réserver la possibilité dimensionnelle d'hélices plus grandes pour permettre le jour venu un montage immédiat, au moins expérimental, sur un avion de série volant délesté par exemple pour servir de prototype de la nouvelle installation moteur et faciliter ainsi une mise au point accélérée.

## 9,3 - TABLEAU DE CARACTÉRISTIQUES

---

9,30 Nous avons dit en 9,24 l'intérêt primordial qu'aura l'ingénieur à *tenir compte* de ce qui s'est déjà fait — tout en sachant, bien entendu, s'en affranchir hardiment après mûre réflexion. Ceci suppose une connaissance des réalisations antérieures, suffisamment étendue pour qu'on puisse toujours trouver plusieurs exemples voisins, et éviter ainsi d'être l'esclave d'un cas particulier — mais aussi suffisamment condensée pour qu'il soit possible de suivre, à travers les catégories les plus diverses, l'évolution de quelques paramètres importants, comme  $\frac{P}{S}$ ,  $\frac{P}{W}$ ,  $\frac{W}{S}$ ,  $\lambda$  et les variations corrélatives des performances.

Malheureusement, une telle documentation synthétique est difficile à se procurer, et demande de laborieuses recherches, dont le succès n'est souvent qu'incertain. Au surplus, cette documentation est parfois décevante, parce que les données numériques qu'on voudrait y trouver ne sont pas toujours celles que son auteur a recherchées, alors que l'intérêt de certains renseignements fournis échappe au lecteur qui la consulte dans un but bien déterminé.

Cependant, le point important est d'apporter quelque chose pour améliorer les moyens de travail dont on dispose. Que le résultat doive être nécessairement critiquable ne nous a pas paru une excuse suffisante pour y renoncer. Quelque imparfait qu'il soit, le tableau ci-après se propose de contribuer à ce travail général d'information. Les chiffres qui y figurent, quoique collationnés avec autant de soin que possible, ne sont donnés que sous toutes réserves. Beaucoup de chiffres ou d'indications manquent encore. Mais nous pensons que, convenablement rectifié et tenu à jour, ce tableau pourra néanmoins rendre quelques services.

### 9,31 Généralités

9,311 Nous avons cherché à réunir, dans cet ensemble panoramique, des appareils de tonnages et de missions très variés, de telle sorte qu'on y trouve à peu près toutes les catégories, depuis l'avion ultra-léger de tourisme et de sport, jusqu'aux plus gros avions de bombardement ou de transport. Nous avons même ajouté en tête une catégorie « avions de raid » pour donner une idée de quelques réalisations faites dans un simple but de performances, et nous avons groupé à la

fin du tableau un certain nombre d'hydravions (1) de tonnages assez différents. Notre tableau comporte deux exemples d'avions embarqués : le chasseur américain Vought-Sikorsky F4U3 « Corsair », et le bombardier en piqué français Loire Nieuport 40.

Pour donner le sens général de l'évolution de la technique, nous avons tenu à mentionner, à titre de spécimen, quelques appareils anciens particulièrement représentatifs. Pour les appareils modernes, nous n'avons retenu que ceux qui ont fait leurs preuves — encore n'avons-nous pas pu, bien entendu, les citer tous.

312 La page de gauche du tableau donne des caractéristiques dimensionnelles, qui varient peu ou pas du tout au cours de la carrière d'un même avion, à travers ses variantes successives. La page de droite au contraire donne les caractéristiques liées aux moteurs et aux conditions d'utilisation, qui sont susceptibles pour un même type d'appareil de profondes variations dans le temps : nous avons mis pour chaque type la variante la plus moderne sur laquelle il nous a été possible d'obtenir des informations vraisemblables, et que nous avons définie d'emblée par la désignation détaillée donnée dans la deuxième colonne de la page de gauche.

Nous avons d'ailleurs indiqué l'époque de chaque appareil dans la première colonne par deux millésimes, dont le premier est en principe l'année du premier vol du prototype « tête de file » (2) et situe à peu près l'époque de la technique à laquelle se réfèrent les caractéristiques dimensionnelles de la page de gauche — le second est approximativement la date d'apparition en service de la variante récente qui fait l'objet de la page de droite.

### 32 Éléments dimensionnels.

La colonne 3 indique s'il s'agit d'un biplan (*b*), d'un sesquiplan (*s*) (3), d'un monoplan haubanné (*mh*) ou d'un monoplan cantilever (*mc*).

321 La surface de voilure *S* donnée par la colonne 5 est la surface aérodynamique totale, c'est-à-dire comprenant en principe la portion de la voilure interceptée par le fuselage (Cf. 3,212.0). Au contraire, pour la surface *s* de l'empennage horizontal, qui fait l'objet de la colonne 9, la même hypothèse ne saurait être appliquée sans discrimination, les dispositions d'empennages étant très variées et la conservation de la portance étant généralement moins recherchée et quelquefois même impossible. Nous n'avons donc pu faire de conventions uniformes, et nous avons admis en général que *s* comporte la surface interceptée par le fuselage lorsque l'empennage est posé sur celui-ci ou situé au-dessus — et ne la comporte pas lorsque l'empennage s'implante de part et d'autre sur les flancs du fuselage.

La colonne 7 donne l'effilement de la voilure, caractérisé (comme nous l'avons déjà fait dans le tableau 8,25) non par le paramètre *t* employé dans l'étude de M. Mercier citée en 8,322, mais par le rapport  $\frac{l_c}{l_r}$  de la profondeur d'extrémité à la profondeur dans le plan de symétrie, que nous avons défini en 3,215.12 pour une aile trapézoïdale à extrémités plus ou moins arrondies. On ne peut plus se servir des conclusions ni des abaques données à cet endroit, dès que la forme en plan diffère du trapèze, en particulier lorsqu'elle est entièrement curviligne (aile elliptique, pour laquelle on ne saurait même trouver de valeur plausible

(1) Hydravions purs, c'est-à-dire hydravions à coque, à l'exclusion des hydravions à flotteurs qui sont souvent dérivés d'appareils terrestres en remplaçant l'atterrisseur par un train spécial d'amérissage.

(2) Par exemple pour le Bloch 175, c'est l'époque du 1<sup>er</sup> vol du Bloch 174 prototype; pour le Boeing B. 17, cette date se reporte au Boeing 299 prototype; pour le Short « Sunderland » au prototype Short « Empire C », pour le North American B 25 « Mitchell » au prototype NA 40, etc.

(3) Comme dans le tableau 8,25 l'allongement  $\lambda$  donné par la colonne 6 est alors celui du plan supérieur.



pour  $l/l_1$ ) ou lorsqu'elle est constituée par une ligne brisée (rectangle et trapèze, ou deux trapèzes de pentes différentes). Dans ce dernier cas cependant, le rapport  $l/l_1$  conserve un sens et nous avons donné sa valeur à titre de pure information avec un astérisque pour mettre le lecteur en garde. En définitive, tous les avions pour lesquels est donnée une valeur de l'effilement sans astérisque ont une aile trapézoïdale pure.

- 9,322 Les 9<sup>e</sup> et 10<sup>e</sup> colonnes se proposent de caractériser l'empennage horizontal par des coefficients sans dimensions définissant sa surface  $s$  et donnant une idée de son efficacité statique. A vrai dire, pour cette dernière, l'extrême dispersion des chiffres obtenus montre surtout le caractère illusoire du criterium souvent admis (Cf. 1,411.2) et qui est le rapport du produit  $sD$  ( $D$  étant la distance du centre de gravité de l'avion (1) à la charnière de la gouverne de profondeur) au produit  $Sd$ , en appelant  $d$  la profondeur *moyenne* de l'aile que nous définissons sommairement par le rapport  $S/E$  de la surface à l'envergure.

On a donc :

$$\frac{sD}{Sd} = \frac{sDE}{S^2}$$

- 9,323 Enfin, nous avons profité de ce tableau pour donner une idée des proportions d'ensemble généralement admises dans les avions, et dont nous n'avons eu l'occasion de parler en aucun endroit de ce livre. C'est l'objet des 11<sup>e</sup> et 12<sup>e</sup> colonnes, dont la première donne en % le rapport de la longueur totale  $L$  de l'avion à son envergure  $E$ , et la deuxième cherche à situer l'implantation de la voilure dans la longueur du fuselage, au moyen de la distance  $c$  du nez du fuselage au centre de gravité de l'avion : le rapport de cette dimension à la longueur  $L_f$  (2) du fuselage donne une idée de ce qu'on pourrait appeler le « centrage longitudinal » du fuselage. Pour simplifier, nous avons là aussi forfaitairement situé le centre de gravité au  $1/3$  avant de la profondeur d'aile, généralement dans la corde d'emplanture; toutefois, pour les appareils présentant une flèche notable, nous avons donné deux chiffres : en premier le «  $c/L_f$  » relatif à la section d'emplanture, et en second celui relatif à la corde moyenne de l'aile.

Comme nous l'avons dit en 9,30, on aura souvent besoin d'autres caractéristiques dimensionnelles que celles qui ont été rassemblées dans les colonnes de ce tableau pour des fins surtout comparatives et statistiques. Le lecteur pourra alors faire quelques mesures (l'échelle étant donnée par la valeur de l'envergure) sur les vues d'ensemble données à l'annexe XV pour 64 appareils différents, dont beaucoup figurent au tableau ci-après, à la fin duquel (colonne 26) ils sont signalés par la référence de leur numéro d'ordre dans l'annexe XV. On notera que la variante faisant l'objet des vues d'ensemble n'est pas forcément la même que celle dont les caractéristiques figurent au tableau.

- 9,33 Éléments dépendant de la puissance et du poids.

- 9,331 Chaque fois que cela nous a été possible, nous avons caractérisé la puissance des moteurs dans la colonne 16 par sa valeur *maximum*  $W_x$  à l'altitude de rétablissement (3) et sa valeur au décollage  $W_D$ . Pour les moteurs modernes, la

(1) Forfaitairement supposé au tiers avant de la profondeur de la corde moyenne de l'aile.

(2) Très généralement cette longueur est confondue avec la longueur  $L$  de l'appareil. Cependant, dans certains cas exceptionnels, elle lui est inférieure : par exemple dans le Bristol « Beaufighter » et dans le Messerschmitt 210 (cf. V 10 et V 47) le nez du fuselage est en arrière de la pointe avant des fuseaux-moteurs.

(3) Lorsqu'il y a plusieurs altitudes de rétablissement (compresseur à plusieurs vitesses par exemple) nous avons toujours choisi la plus élevée — sauf toutefois pour les hydravions transatlantiques SE 200 et Latécoère 631. On sera d'ailleurs fixé à cet égard en consultant la colonne 23, où figure la valeur de l'altitude de rétablissement qui en résulte pour l'avion, à la colonne 23. Nous avons vu que pour un même moteur cette altitude varie avec la vitesse de l'avion et avec l'emplacement et le dessin de la manche d'admission.

seconde est toujours, et la première fréquemment, une puissance de surcharge, qui ne peut être tenue que pendant un temps limité. En France, on ne mesurait naguère les performances des avions qu'à la puissance nominale; à l'étranger au contraire, on fait généralement acception de la puissance de surcharge, souvent appelée « puissance militaire » sur les avions de guerre. Nous avons bien été obligés de suivre ces errements courants : *l'attention du lecteur doit être fortement attirée sur le fait que les avions français en sont défavorisés*; nous y reviendrons en 9,336. Encore faut-il du moins donner la référence de l'état des moteurs auquel se rapportent les performances indiquées : c'est à quoi s'efforce le premier chiffre ( $W_z$ ) donné dans la colonne 16.

Lorsqu'il ne nous a pas été possible de discriminer les valeurs  $W_z$  et  $W_0$ , dont nous venons de parler, nous nous sommes bornés à caractériser le moteur par un seul chiffre entre parenthèses, qui doit être considéré comme une puissance maximum  $W_m$ , sans qu'on sache bien exactement à quel cas de fonctionnement elle se réfère.

Dans le cas très particulier des propulseurs à réaction, nous avons donné les valeurs, en kilogrammes, de la poussée à l'altitude (colonne 23) pour laquelle nous indiquons la vitesse maximum, et au niveau du sol.

La valeur indiquée par la colonne 17 pour le poids total maximum, essentielle pour bien situer l'appareil, est malheureusement d'une interprétation délicate.

Pour les avions de raid de distance, elle correspond aux possibilités limites de décollage : elle a donc une signification technique à peu près définie. Pour les avions civils, elle devrait être déterminée par les conditions du Certificat de navigabilité (1), qui jusqu'à la guerre de 1939 étaient communes à de très nombreux pays (sauf cependant les États-Unis, entre autres).

Mais pour les avions militaires, la limite de poids total ne correspond plus à rien de bien défini, et d'ailleurs elle évolue fortement au cours de la vie de l'appareil. Fixée initialement d'après des idées a priori sur l'utilisation en temps de guerre (décollage de terrains d'opération, de dimensions imposées), il n'y a pas d'exemple qu'elle n'augmente avec l'âge du type d'avion considéré.

Pratiquement, nous avons cherché à mentionner le poids total *le plus élevé* qui, d'après nos informations, ait été *fréquemment utilisé en service*, sur l'avion utilisé dans sa configuration normale, ce qui exclut notamment les réservoirs supplémentaires largables, qu'on s'habitue de plus en plus à suspendre à l'extérieur du planeur sur les chasseurs et les bimoteurs de faible tonnage.

Le poids total ayant une grosse répercussion sur les performances, la colonne 17 sert, comme la colonne 16, de référence aux performances indiquées, qui se rapportent *en principe* au poids total mentionné — quoique le doute soit permis pour plusieurs bombardiers gros porteurs, dont la vitesse maximum indiquée doit correspondre à un chargement très allégé (notamment Junkers 88, Consolidated B 24 J, et Avro « Lancaster »). De même, pour les trois avions de raid, les vitesses maxima sont mesurées l'avion étant léger d'essence, donc à des poids totaux inférieurs de plus de moitié à ceux indiqués.

Notons enfin, en ce qui concerne les appareils figurant à la fois dans le tableau 8,25 et dans le présent tableau, que les missions pour lesquelles nous avons pu connaître les performances et le devis de poids ne sont pas toujours les mêmes, d'où certaines discordances entre les deux tableaux pour la valeur du poids total.

(1) Notamment franchissement au décollage d'un obstacle de 20 m à 600 m du point de départ et arrêt après un roulement maximum de 350 m à l'atterrissage.

9.333

Dans la colonne 18, nous avons cherché à caractériser les possibilités d'emport<sup>(1)</sup> : combustible et charge payante ou bombes, à l'exclusion des équipements variables F sur lesquels les données manquent trop souvent pour les avions militaires étrangers, et de l'équipage, sauf pour la seule catégorie II (tourisme, sport) dont les conditions particulières d'utilisation nous ont conduit à inclure dans la charge payante toutes les personnes présentes à bord, y compris le pilote, le nombre total de places étant indiqué entre parenthèses à la suite de la désignation de l'appareil.

Cette colonne se ressent directement des hypothèses adoptées pour la 17<sup>e</sup>. Elle ne prend d'intérêt que pour les gros porteurs et n'a guère de sens pour les avions de chasse, pour lesquels les possibilités d'emport sont affectées plutôt aux armes et munitions (article F) qu'aux articles G et J; c'est pourquoi nous n'avons pas donné de chiffres pour cette catégorie. Notons seulement ici que, sur les chasseurs,  $\frac{G + F}{P}$  varie actuellement entre 20 et 30 %, abstraction faite comme tout à l'heure des réservoirs supplémentaires largables suspendus à l'extérieur du planeur.

9.334

Dans la colonne 20, nous avons donné la charge au cheval, autant que possible dans les conditions du décollage puisque c'est cette performance qui est la plus affectée par la caractéristique dont il s'agit. Au contraire, dans la colonne 21, nous avons donné l'expression W/S qui intervient dans la polaire logarithmique (ne pas oublier d'ailleurs de l'y affecter du coefficient  $\eta$  de rendement d'hélice, qui est au plus de 0,8 dans les meilleures hypothèses) en la rapportant autant que possible à la puissance  $W_x$  en altitude. Dans l'un et l'autre cas, lorsque nous n'avons pu discriminer  $W_x$  et  $W_0$ , nous avons adopté forfaitairement la valeur unique  $W_x$  dont nous avons parlé tout à l'heure en 9,331.

Ces deux colonnes n'ont pas d'équivalent utile dans le cas de propulseurs à réaction : nous ne les avons donc pas remplies pour les avions correspondants.

9.335

La colonne 24 est destinée à donner une idée des performances de montée, en indiquant la valeur approximative de la vitesse ascensionnelle maximum au niveau du sol, souvent reconstituée *a posteriori* par les temps de montée à des altitudes finies. Le plafond eût été intéressant également à indiquer, mais on manque généralement d'informations à cet égard sur le matériel étranger — et même lorsqu'on en a, on peut difficilement savoir à quoi s'en tenir à cause des innombrables acceptions qu'on donne à ce mot de « plafond », même lorsqu'on lui accole l'épithète de « théorique » ou de « pratique ». Nous nous sommes donc abstenus de le mentionner.

La vitesse ascensionnelle au sol donne déjà une idée du degré d'aisance du décollage. Il nous a paru important de mieux caractériser celui-ci en donnant aussi la longueur de roulement, seule donnée qui ne prête pas à discussion, alors que la longueur de franchissement d'un obstacle, plus intéressante en principe, se heurte, comme tout à l'heure le plafond, à la plus grande diversité de conventions dans les différents pays.

9.336

Il nous faut en terminant mettre le lecteur très sérieusement en garde contre certaines comparaisons qu'il pourrait être tenté de tirer de ce tableau, et pour lesquelles celui-ci n'a pas été fait.

(1) Les symboles adoptés dans son titre sont ceux du fascicule Air 2001 (édition N° 2 du 7 décembre 1936). Cependant, nous avons, comme dans le tableau 8,25, fait passer les bombes (et elles seulement) de l'article F à l'article J du devis de poids.



A partir de la colonne 13 inclusivement, les données fournies pour les divers avions ne sont pas comparables entre elles.

Les résultats obtenus pour la traînée minimum sur maquette aérodynamique, qui dépendent notamment de la turbulence, ne sont pas comparables d'une soufflerie à l'autre; de plus, les corrections apportées aux résultats bruts des mesures au tunnel sont loin d'être aussi poussées et consciencieuses dans tous les cas.

Nous avons déjà dit les difficultés de comparaison que soulèvent les colonnes 16 (puissance) et 17 (poids total) : c'en est assez pour vicier toute comparaison portant sur les colonnes suivantes.

Même entre avions civils européens, qui devraient être unifiés par le Certificat de navigabilité, une grande circonspection s'impose, car les multimoteurs de gros tonnage tendent de plus en plus à s'affranchir des règles de décollage et d'atterrissage, en invoquant la possibilité d'utiliser toujours (même à l'arrivée, malgré la panne de moteur en cours de route) de grands terrains munis de pistes bien dégagées. Il faut aussi tenir compte des fins publicitaires qui conduisent les avions civils à se targuer souvent de possibilités d'emport qui ne respectent plus ces règles. Là aussi, la connaissance plus exacte que nous avons des possibilités réelles des avions français nous a sans doute conduit à les défavoriser, par rapport à des résultats étrangers que nous avons souvent été obligés d'admettre sans critique.

Aux difficultés générales de comparaison qui viennent d'être évoquées s'en ajoutent encore d'autres en ce qui concerne les performances (colonnes 22 à 25 inclusivement). Rappelons en particulier que la vitesse maxima indiquée correspond pour les avions français à la puissance nominale, utilisable d'une manière prolongée, et pour les avions étrangers le plus souvent à l'emploi d'une surpuissance (ou « puissance militaire ») qui ne peut être tenue que quelques minutes. Signalons aussi que les performances mesurées dans les différents pays avec des méthodes de dépouillement différentes ne peuvent, malgré l'embryon d'unification internationale que représente l'atmosphère standard, être valablement comparées. Notons enfin qu'on aboutit évidemment à des chiffres différents, suivant qu'on cite des performances de prototypes ou d'avions de série; en principe ce sont ces dernières que nous avons retenues, mais il est souvent difficile de faire la discrimination dans les informations venant de l'étranger, et nous craignons d'avoir, là encore, défavorisé le matériel français parce que nous le connaissons mieux. Il fallait du moins, pour l'honneur de notre production technique nationale, que toutes ces causes de dépréciation apparente fussent honnêtement mises en lumière.

Pour éviter des comparaisons erronées, nous aurions pu supprimer certains renseignements. Mais — outre que cela nous eût conduit de proche en proche à supprimer presque tout le tableau — il nous a semblé préférable de donner des indications qui restent intéressantes à titre d'ordres de grandeur pour un lecteur n'ayant pas l'expérience des chiffres habituellement obtenus, que de les supprimer faute de pouvoir satisfaire un souci, d'ailleurs chimérique, de comparabilité parfaite.

---

DÉSIGNATION		CARACTÉRISTIQUES DIMENSIONNELLES											
ÉPOQUE	AVION	VOILURE						EMPENNAGE ET FUSELAGE					100 C <sub>x</sub> min. Soufflerie
		Formule	E (m)	S (m <sup>2</sup> )	λ	E/S (m <sup>2</sup> /m <sup>2</sup> )	e % (emplanture)	U <sub>1</sub> %	S/D	L <sub>1</sub> %	c <sub>L</sub> %		
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	
<b>I. — AVIONS DE RAID</b>													
1	1920	Bréguet « Point d'Interrogation ».....	m	18,3	60	7,6	1	8,3	13,4	—	—	2,5	
2	1930	D. 33 « Trait d'Union ».....	mc	28	78	10	0,45	18	14	0,47	50	3	
3	1930	Blériot 110 « Joseph Le Brix ».....	mh	26,5	81	8,7	0,54	—	12	0,34	55	—	
<b>II. — TOURISME-SPORT</b>													
4	1933-39	Scinson « Reliant » SR 10 C (4-5 pl.)...	mh	12,8	24	6,8	0,36*	—	16,5	0,42	66,5	30	
5	1934	Praga E 114 « Baby » (2 pl.).....	mc	11	15,25	7,9	0,6*	—	15,7	0,45	60	28,5	
6	1934	Caudron 510 « Royale » (2 pl.).....	mc	0,2	12	7,1	0,42	12	17,5	0,50	80	33	
7	1934-38	Beechcraft D 17 R (4-5 pl.).....	b	0,76	27,5	6,9	1	—	13	0,42	81	31	
8	1934	R. W. D. 9 (4 pl.).....	mh	11,64	16	8,5	1	—	—	—	69	—	
9	1934-37	Caudron 635 « Simoun » (4 pl.).....	mc	10,4	16	6,75	0,42	15	10,5	0,70	88	33,5	
10	1935-36	Farman 451 « Moutique » (1 pl.).....	mh	8	11,4	5,6	1	8	10	0,44	81	28	
11	1935-38	Messerschmitt 108 b « Taifun » (4 pl.)...	mc	10,5	16,4	6,8	0,42	—	17	0,54	79	28,5	
12	1935	Percival « Vega Gull » (4 pl.).....	mc	12	18,3	7,9	0,72*	—	13,4	0,37	64,5	31	
13	1936-38	Fieseler 156 « Storch » (?).....	mh	14,3	26	7,9	1	14	10	0,6	68	28	
14	1936-43	Taylorcraft « Auster III » (?).....	mh	11	17	7,1	1	—	13	0,35	65	30	
15	1940-45	Miles 28 (4 pl.).....	mc	9,25	14,8	5,9	0,61	—	17	0,46	78	31	
16	1945	Nord 1200 « Nordwin » (3 pl.).....	mc	10,2	13	8	0,47	15	18	0,58	68	32,6	
17	1946	SUC 10 « Courlis » (4-5 pl.).....	mc	11,5	19,1	6,9	0,45	12	12,5	0,38	41	57	
<b>III. — MONOPLACES de CHASSE</b>													
18	1916	Spad VII.....	b	7,83	18	6,8	1	5,5	12,7	0,37	80	10,5	
19	1932	Morane 225.....	mh	10,55	17,2	6,5	1	12	12,8	0,34	70	20,7-25	
20	1933	Dewoitine 500.....	mc	12,10	16,5	8,0	0,75*	10	15,6	0,5	65	25	
21	1935-37	Morane 406.....	mc	10,61	17,1	6,6	0,46	16	14,5	0,45	76	27	
22	1935-38	Curtiss P 36 « Hawk 75 A ».....	mc	11,36	18,9	6,8	0,4	10	22	0,725	72	20	
23	1935-42	Messerschmitt 109 G.....	mc	9,97	16	6,2	0,48	14,5	13,4	0,45	61	32	
24	1936-44	Vickers-Supermarine « Spitfire XXII ».....	mc	12,25	23	6,5	—	13	14	0,425	87,5	30	
25	1938-40	Dewoitine 520.....	mc	10,20	16	6,5	0,42	10	17,3	0,57	84	30	
26	1939	Bell P 39 « Airacobra I ».....	mc	10,37	19,8	5,4	0,45	—	—	—	87,5	30	
27	1939-43	Lockheed P 38 G « Lightning II ».....	mc	15,86	30,4	8,3	0,3	—	24,5	0,82	72	35	
28	1939-43	Vouche-Sikorsky F 4 U-3 « Corsair ».....	mc	12,2	27	5,5	0,75*	—	21	0,57	78,5	31	
29	1939-43	Hawker « Typhoon I B ».....	mc	12,7	25,92	6,2	0,53	19	14	0,4	76,5	24,7	
30	1940-44	North American P 51 B « Mustang ».....	mc	11,3	22	5,8	0,445	—	17	0,40	87	34,5	
31	1940	Mitsubishi S-00.....	mc	12	23,8	6	0,36	—	18	0,595	75,5	28	
32	1940-42	Focke-Wulf 190.....	mc	10,5	18,5	5,9	0,44	15	15	0,5	84	27	
33	1940-42	Republic « Thunderbolt » P 47 D.....	mc	12,5	27,9	5,5	—	—	20	0,56	80	—	
34	1941-43	La-5shkin Lagg 3.....	mc	0,65	17,5	5,3	0,42	—	17,5	0,52	92,5	31,3	
35	1941-44	Messerschmitt 262 A2 (à réaction).....	mc	12,65	21,7	7,4	0,28*	10,5	17,2	0,56	85	31-40,5	
36	1944	Heinkel 162 (à réaction).....	mc	7,20	11,2	4,6	0,42	—	14,7	0,43	125	40,5	
37	1943-44	Gloster « Meteor IV ».....	mc	13,1	34,7	5	0,27*	12	17	0,47	96	—	
<b>IV. — AVIONS MOYENS (1)</b>													
38	1916	Bréguet 14.....	b	14,40	49	8,2	1	4,5	12,85	0,38	62	26	
39	1932-35	Les Mureaux 115.....	mh	15,40	34,9	6,8	1	14	13,9	0,4	65	—	
40	1933	Potez 540.....	mh	22,20	76	6,5	1	12	15,5	0,4	73	30,5	
41	1935-39	Potez 63-11.....	mc	16	32,7	7,9	0,305*	20	16,5	0,4	68	27	
42	1938	Loire Nieuport 40.....	mc	14	24,75	7,9	0,39*	10	17,1	0,4	70	31	
43	1936-39	Dornier 17.....	mc	18	55	5,9	0,52	16,3	14,1	0,40	88	31,5	
44	1938	Br guet 603.....	mc	15,36	20,1	8,1	0,30	14	14,5	0,52	63	24	
45	1938-40	Bloch 175.....	mc	17,06	42,4	7,6	0,32*	16	21,1	0,70	60	31-35	
46	1938-40	Douglas DB 7.....	mc	18,7	43	8,1	0,33	15,4	12,5	0,16	76,5	38-35,5	
47	1939-41	Messerschmitt 110 C.....	mc	16,28	38,4	6,0	0,315	—	14,5	0,45	76	30,5	
48	1939-42	Bristol « Beaufighter » C MkX.....	mc	17,65	46,7	6,7	0,30*	19	17,9	0,5	71,5	21	
49	1941-43	Messerschmitt 210 A 1.....	mc	16,4	33	8,2	0,26	—	21	0,55	75	23,5	
50	1942-43	Petliako « PE 2 ».....	mc	17,10	40,5	7,3	0,25*	—	15,8	0,16	74	32,5	
51	1941-44	de Havilland « Mosquito » 35.....	mc	10,5	40,5	6,75	0,3	13,1	17,5	0,56	75	27	

(1) Ces deux avions sont donnés dans leur variante militaire (liaison - estafette - reconnaissance rapprochée - observation d'artillerie - éclairage de colonnes motorisées).

(2) Nous groupons sous ce titre diverses catégories militaires voisines et plus ou moins interchangeables : avions de reconnaissance, de troupes, bombardiers légers pour leur époque. A partir de 1935, nous comprenons arbitrairement comme bombardiers lourds ceux dont le poids excède 10 T. Nous avons laissé ici le « Mosquito » parce que son poids initial était de l'ordre de 8 T., donc très inférieur à 10 T.

MOTEURS			POIDS				PERFORMANCES					Ref. dessin en 15,2	
Nombre	TYPE (°)	Puissance W <sub>2</sub> - W <sub>0</sub> (CV)	P <sub>γ</sub> (kg)	Rend <sup>o</sup> constructif $\frac{G+J}{P} \cdot 100$ r <sub>c</sub>	P/S (kg/m <sup>2</sup> )	P/W <sub>0</sub> (kg/CV)	W <sub>2</sub> /S (CV/m <sup>2</sup> )	V <sup>0</sup> (km/h)	Altitude de rétablissement (en m.)	V <sub>0</sub> (m/sec.)	Roulement au décollage (en m.)		
													14
1	1	HS 12 Nb.....	650-650	6.400	67	107	9,84	10,8	237	0	—	—	—
2	1	HS 12 Nb.....	650-650	9.500	68	125,7	15,1	8,3	225	—	—	—	—
3	1	HS 12 Nb.....	650-650	7.500	63	93	11,6	8,1	210	—	—	1400	—
4	1	Lycoming R 680 D5.....	245-245	1.770	35	74,7	7,2	10,3	250	—	—	—	62
5	1	Praga B 2.....	40-40	490	26,5	32,1	12,25	2,6	150	0	2,5	140	—
6	1	Renault 4 Pei.....	140-140	920	35	76,5	6,55	11,7	286	0	4	250	12
7	1	W * Whirlwind * R 975 E3..	415-425	1.928	30	70	4,5	15,1	325	3.000	7	—	3
8	1	Skoda GR 760.....	270-270	930	32	58	3,45	17	280	0	11	—	—
9	1	Renault 6Q-09.....	220-220	1.550	35	97	7	13,7	292	500	3,65	425	13
10	1	Avr 4 A 00.....	25-25	251	38	22	10	2,2	95	1.000	3	90	23
11	1	Argus As 10 C.....	220-240	1.350	34	82,5	5,6	13,5	295	500	—	—	44
12	1	dH * Gipsy Six * série II....	203-203	1.475	41,5	80,5	7,3	11,1	280	0	3,9	—	53
13	1	Argus As 10 C.....	220-240	1.430	31	55	5,9	8,4	175	0	4,8	70	24
14	1	dH * Gipsy Major *.....	130-130	704	—	41,5	5,4	7,6	202	—	5,3	65	—
15	1	dH * Gipsy Major III S *.....	180-200	1.130	38	76	5,6	12	275	2.100	4,5	200	—
16	1	Renault 4P 01.....	140-140	960	36,5	74	6,85	10,8	255	0	4,1	170	—
17	1	Matnis G 8 R.....	185-196	1.455	—	76	7,45	9,7	220	0	—	—	—
18	1	HS 8.....	180-180	705	—	39	3,9	10	195	0	—	—	—
19	1	G. R. 9 Kdrs.....	490-430	1.600	—	93	3,7	28,5	331	4.000	8,1	205	—
20	1	HS 12 Xbrs.....	690-680	1.750	—	106	2,5	42	358	5.000	13	145	—
21	1	HS 12 Y 31.....	860-830	2.400	—	149	2,9	50,4	488	4.850	13	320	50
22	1	PW * Twin Wasp * SC3G.....	1080-1080	2.680	—	142	2,5	57	503	4.000	15	200	16
23	1	DB 605 A 1.....	(1500)	3.093	—	193,5	2,05	93,5	640	6.700	17	260	45
24	1	RR * Griffon 61 *.....	1820-1570	4.400	—	195	2,5	79	730	7.000	22	350	63
25	1	HS 12 Y 49.....	910-900	2.780	—	174	3,05	57	530	6.750	12,5	300	17
26	1	Allison V 1710-35.....	1165-1165	3.330	—	169	2,8	59	575	3.750	12	—	4
27	2	Allison V 1710-51 et 55.....	1225-1225	7.200	—	236	2,9	81	640	4.850	14	450	39
28	1	PW * Double Wasp * R 2800..	2025-2025	5.500	—	205	2,7	75	640	5.000	—	—	64
29	1	Napier * Sabre II *.....	1850-2020	5.125	—	108	2,5	71,5	650	5.500	10,5	440	31
30	1	Packard RR * Merlin 61 *.....	(1520)	4.350	—	108	2,86	69	720	8.500	10	460	52
31	1	Mitsubishi * Kinsei *.....	(1050)	2.340	—	98	2,23	44	550	4.000	—	—	49
32	1	BMW 801.....	1480-1600	3.890	—	207	2,43	70	625	6.100	—	—	25
33	1	PW * Double Wasp * R 2800-63.	2430-2025	6.360	—	228	3,4	87	700	8.850	—	675	57
34	1	M 105 P.....	(1100)	3.200	—	183	2,9	63	560	5.000	10	—	35
35	2	Jumo 004 B.....	435 kg - 816 kg	6.000	—	317	—	—	850	8.500	20	700	—
36	1	BMW 003.....	(830)	2.500	—	224	—	—	840	6.000	21,5	650	—
37	2	RR * Derwent V *.....	— 1590 kg	6.304	—	182	—	—	940	0	45	365	—
38	1	Renault 12 Fe.....	300-300	1.830	26	37	6,08	6,1	180	2.000	2,6	100	—
39	1	HS 12 Ycrs.....	860-830	3.000	16	86	3,62	24,6	327	4.000	10	200	—
40	2	HS 12 Xbrs.....	690-680	7.500	32	99	5,55	18,1	310	4.500	6,7	350	—
41	2	G. R. 14 M 6-7.....	660-700	4.433	18	135	3,16	40,5	425	5.500	8,4	370	55
42	1	HS 12 Xcrs.....	690-650	2.800	18	113	4,03	28	355	4.500	6,7	200	—
43	2	DB 601 A.....	1100-1175	8.100	22	147	3,45	40	480	—	—	—	—
44	2	GR 14 M 4 et 5.....	660-700	5.300	22	182	3,8	45,5	493	4.300	—	300	6
45	2	GR 14 N 48-49.....	1050-1180	7.920	25	187	3,37	40,5	530	5.300	0,7	—	21
46	2	PW * Twin Wasp * SC3G.....	1080-1080	7.540	25	176	3,5	50	510	4.600	8	350	—
47	2	DB 601 F.....	(1395)	6.950	—	182	2,5	74,5	576	6.700	—	—	46
48	2	Bristol * Hercules XVII *.....	1700-1710	11.566	28,5	245	3,4	77	500	0	6,6	520	10
49	2	DB 601 F.....	(1395)	9.090	—	203	3,48	84,5	588	6.000	—	—	47
50	2	M 105 R.....	(1100)	7.700	27	100	3,5	54,5	540	5.000	16	—	54
51	2	RR * Merlin 113-114 *.....	1450-1560	11.339	35	280	3,6	71,5	665	9.800	14,5	360	29

(1) Abréviations : BMW : Bayerische Motoren Werke. — DB : Daimler-Benz. — dH : de Havilland. — GR : Grôte et Rhône — HS Hispano-Suiza. — PW : Pratt et Whitney. — RR : Rolls-Royce. — W : Wright.



ÉPOQUE		DÉSIGNATION AVIONS	CARACTÉRISTIQUES DIMENSIONNELLES										1000' min 1000'
			VOILURE					EMPENNAGE ET FUSELAGE					
			Formule	E (m)	S (m <sup>2</sup> )	$\lambda$	Effilement $l_e/l_s$	e % (emplantage)	$S^*/S$	$sD/Sd$	L E %	$c/L_f$	
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	
<b>V. — BOMBARDIERS LOURDS (1)</b>													
53	1918	Farman 60.....	b	28	165	9,5	1	—	6	0,2	55	—	—
54	1933	Amiot 143.....	mc	24,55	106	5,7	0,60*	19	14,9	0,41	74	—	3,5
55	1934-40	Heinkel 111 H.....	mc	22,6	87,6	5,8	0,42*	16	17,5	0,40	77	26	2,7
56	1936-41	Boeing B 17 F « Fortress II ».....	mc	31,6	138	7,3	0,37	—	22,7	0,7	71	28,5	—
57	1937-39	Amiot 351.....	mc	22,83	67	7,8	0,325	10	17,6	0,54	64	33	2,1
58	1937-39	Lioré et Olivier 45.....	mc	22,52	71,2	7,1	0,235	15	15,2	0,5	75	31	2,2
59	1937-39	Vickers « Wellington I ».....	mc	26,27	78,14	8,8	0,22	17	16,5	0,55	75	36	2,7
60	1938-40	Farman 2233.....	mh	33,60	132,4	8,5	0,27	11	17,3	0,63	66	31,5	3,1
61	1938-43	North American B 25 C « Mitchell III ».....	mc	20,5	56,6	7,4	0,4	—	20,5	0,52	80	41	—
62	1939-42	Junkers 88 A 6.....	mc	20	54	7,4	0,4*	—	15,5	0,43	70	20,5	—
63	1939-43	Consolidated B 24 J « Liberator III ».....	mc	33,5	97,4	11,6	0,35	22	19,5	0,62	61	38	—
64	1940	Short « Stirling ».....	mc	30,2	135,6	6,7	0,37	20	20	0,67	88	33	—
65	1939-44	Handley-Page « Halifax VI ».....	mc	31,7	118,5	7,8	0,35*	21	17,5	0,54	67,5	38,5	—
66	1940	Avro 683 « Lancaster I ».....	mc	31,1	120,5	8,05	0,44*	18,5	18	0,57	68	33,5	—
67	1941	Douglas B 19.....	mc	64,6	417,3	10	0,16	—	21	0,57	63	32-39	—
68	1941-43	Heinkel 177 A 3.....	mc	31,5	101,7	9,8	0,41*	16	20	0,58	65	37	—
69	1940-44	Glenn Martin B 26 C « Marauder ».....	mc	21,6	61,8	7,6	0,36	17	24	0,74	82	40	—
70	1941-43	Dornier 217 E 1.....	mc	19,05	56,6	6,4	0,545	17	19	0,415	97 (2)	32	—
71	1942-45	Boeing B 29 « Super-Fortress ».....	mc	43	161,6	11,5	0,37*	19	19	0,86	70	35	—
<b>VI. TRANSPORT</b>													
72	1925	Fokker 7 A monomoteur.....	mc	19,3	58,5	6,4	0,6	—	8,9	0,29	75	29,5	—
73	1930	Handley-Page 42 E « Hannibal ».....	s	39,5	269	9	1	—	10,8	0,4	72	—	—
74	1930	Wibault 282.....	mc	22,6	72,4	7,1	0,395*	—	14,5	0,5	75	—	—
75	1932	Junkers 52/3m g 6.....	mc	29,3	110,5	7,8	0,29*	16	16,2	0,48	65	29	—
76	1933	Dewoitine 338.....	mc	20,36	97,3	8,85	0,55	16	15,4	0,62	79	33,5	2,7
77	1935	Caudron 445 « Goddard ».....	mc	17,6	40	7,75	0,36*	17,3	12,6	0,46	78	27-30	2,3
78	1935	Douglas DC 3.....	mc	28,9	91,7	9,1	0,32*	—	16	0,6	68	32,5	2,5
79	1937	Focke-Wulf 200 « Condor ».....	mc	33	120	9,1	0,32	—	15	0,56	72	32	2,6
80	1937	Lockheed 14.....	mc	19,06	51,2	7,8	0,225	18	24	0,77	68	35	2,5
81	1937	Boeing 307 « Stratoliner ».....	mc	32,6	138	7,7	0,36	—	18,5	0,545	69	31,5	—
82	1937	Douglas DC 4 « Skymaster ».....	mc	35,8	135,8	9,5	0,34	—	22,3	0,9	73	37	—
83	1940	Bloch 161 « Languedoc ».....	mc	29,40	111,3	7,8	0,27	16,5	18	0,62	82	32,5-37,5	2,4
84	1941	Budd R B 1 « Comestoga » C. 93.....	mc	30,48	130,5	7,1	0,41	—	18	0,47	68	59	—
85	1942	Messerschmitt 323 « Gigant ».....	mc	55,17	300	12,1	0,245	—	12,8	0,46	52	27	—
86	1942-45	Curtiss CW 20 E « Commando » C. 46.....	mh	32,9	126,2	8,6	0,36*	—	18	0,615	71	35	—
87	1943-46	Sud-Ouest SO 94.....	mc	16,18	32,6	8	0,4	12	21,2	0,69	76,5	27,5	1,7
88	1942-46	Lockheed 749 « Constellation ».....	mc	37,45	153	9,2	0,41	18	28	1,12	77,5	38	—
89	1944	Boeing 377 « Stratocruiser ».....	mc	43	161,6	11,5	0,43*	—	19	1	78,5	36	—
90	1945	Sud-Ouest SO 30 R.....	mc	25,6	82	8	0,43	14	19,5	0,57	72,5	33,5	1,7
91	1947	Sud-Est SE 2010.....	mc	48,95	236	10,15	0,56	17	18,6	0,8	82,7	37	2
<b>VII. — HYDRAVIONS</b>													
92	1934	Sikorsky 43.....	mh	26,2	72,5	9,5	0,53*	—	17	0,51	60	39,5	—
93	1936-43	Short « Sunderland III ».....	mc	34,4	157,5	6,7	0,38	20	15	0,48	76	33	—
94	1937	Boeing 314 « Clipper ».....	mc	46,36	266,3	8	0,26	—	18	0,56	70	36	—
95	1937	Lioré et Olivier 47.....	mh	31,8	135	7,5	0,505*	18	13,6	0,42	67	35	3
96	1937	Dornier 26.....	mc	30	120	7,5	0,49*	—	16,2	0,53	81	35-38	—
97	1938	Bréguet 730.....	mc	40,36	172	9,4	0,45*	17	19,55	0,67	60	34	3,3
98	1942	Potez SNCAN 161.....	mh	46	263	8	0,38*	14	13,45	0,45	71	37	2,5
99	1942	Glenn Martin 170 JRM 1 « Mars ».....	mc	61	342	10,9	0,27	—	22,5	0,78	60	35,5	—
100	1942	Sud-Est 200.....	mc	52,2	340	8	0,26	18	19,15	0,63	77	37,5	2,3
101	1942	Latécoère 631 « Lionel de Marmier ».....	mc	57,43	350	9,4	0,35	20	18,1	0,73	76	41	2,1

(1) Bombardiers lourds pour leur époque. Pour les avions postérieurs à 1935, nous admettons comme limite arbitraire le poids total 10 T.

(2) Avec la pointe arrière équipée en freins de piqué.

NOMBRE	MOTEURS		POIDS					PERFORMANCES					Ref. dessin en 15.2
	TYPE (?)	Puissance W <sub>e</sub> - W <sub>b</sub> (CV)	P <sub>r</sub> (kg)	Rend <sup>t</sup> constructif $r_c = \frac{G+J}{P} \%$	P/S (kg/m <sup>3</sup> )	P/W <sub>b</sub> (kg/CV)	W <sub>e</sub> /S (CV/m <sup>2</sup> )	V <sub>s</sub> (km/h)	Altitude de rétablissement (en m.)	V <sub>g</sub> (m/sec.)	Roulement au décollage (en m.)		
												14	
53	2	Salmson	260-260	5.145	30	31,2	9,0	3,2	155	0	—	—	—
54	2	G. R. 14 Kira	870-850	10.000	35	94,5	5,9	16,4	205	3.500	4,0	250	—
55	2	Jumo 211 D.	930-1200	11.300	37	128,5	4,7	21,4	416	5.200	3,8	—	32
56	4	W * Cyclone 9 * GR 1820-65	1230-1230	27.000	28	106	5,5	35,7	400	6.000	—	—	7
57	2	GR 14 N 48-49	1050-1180	11.000	28	164	4,7	31,4	462	4.600	6	450	—
58	2	GR 14 N 48-49	1050-1180	11.000	29	155	5	29,3	475	4.700	5,3	300	37
59	2	Bristol * Pegasus XVII	760-1000	12.000	33	165	6,45	19,5	400	4.600	5,7	—	—
60	4	HS 12 Y 29	910-890	19.300	30	146	5,4	27,5	359	3.400	3,9	480	—
61	2	W * Cyclone 14 * GR 2600-9	1470-1725	12.270	25	216	3,6	52	460	5.000	—	—	51
62	2	Jumo 211 G. (1200)	(1200)	11.000	30	204	4,6	44,5	452	5.200	3,5	630	34
63	4	PW * Twin Wasp * R 1830-65	1230-1230	29.500	40	303	6	50,6	490	7.900	—	1.350	14
64	4	Bristol * Hercules XVI	1455-1585	32.700	36,8	240	5,15	43	440	4.400	3,65	—	58
65	4	Bristol * Hercules 100	1625-1685	29.500	38,3	250	4,4	55	520	6.700	5	—	28
66	4	RR * Merlin 24	1500-1620	30.800	39,7	255	4,75	50	460	3.500	3,45	—	2
67	4	W * Cyclone 18 * GR 3350	1725-2060	64.000	40	153	7,75	16,6	334	—	—	—	20
68	2	DB 610	(2460)	30.850	—	304	6,3	48,5	460	6.000	—	—	—
69	2	PW * Double Wasp * R 2800-43	1360-1920	17.320	—	280	4,5	44,0	445	4.500	4	920	41
70	2	BMW 801 A	1480-1600	15.300	35	270	4,8	52,5	497	5.650	3,3	1.400	19
71	4	W * Cyclone 18 * R 3350-23	1825-2230	61.300	—	380	6,9	42,7	530	6.100	—	—	—
72	1	Jupiter VI	480-480	3.500	43	60	7,3	8,2	190	0	—	—	—
73	4	Jupiter XI	550-550	12.800	38	47,7	5,8	8,2	194	0	4	—	—
74	3	G. R. 7 Kd.	350-350	6.200	34	86	5,9	14,5	251	0	3,3	—	—
75	3	BMW 132 T	660-725	10.500	36	95	4,8	18	280	1.000	3,5	350	—
76	3	HS 9 V 16	670-700	11.100	31,5	114	5,3	20,6	310	500	—	350	—
77	2	Renault 6 Q 10 et 11	220-220	3.500	20	87,5	7,95	11	280	—	3,5	400	11
78	2	PW * Twin Wasp * S 1 C 3 G.	1080-1230	11.430	35	124,4	4,65	23,5	371	2.300	5,8	—	22
79	4	BMW 132 Dc.	845-915	17.500	35	146	4,8	28,2	418	2.600	—	—	26
80	2	P. W. * Hornet * S 1 E 2 G.	770-870	7.938	38	155	4,55	30	306	2.150	7,7	250	31
81	4	W * Cyclone 9 * GR. 1820 G. 102	915-1115	20.430	—	148	4,65	26,6	386	1.800	6,5	320	8
82	4	PW * Twin Wasp * R. 2000-13	1200-1450	33.100	43,5	240	5,7	35	438	4.250	6	—	—
83	4	GR 14 N 44-45	1070-1260	22.400	37	200	4,45	38,6	440	2.400	7	500	5
84	2	PW R 1830-92	1230-1230	15.400	31	118	6,3	18,8	315	—	—	—	—
85	6	GR 14 N 48-49	1050-1180	43.000	—	145	6,1	21	206	1.500	—	—	48
86	2	W * Cyclone 18 * C 18 BD 1	2100-2500	22.820	30	181	5,2	33,2	455	4.500	7	620	15
87	2	Renault 12 S 00	495-580	6.000	40	184	5,17	24,8	395	2.400	6	—	—
88	4	W * Cyclone 18 R 3350-C 18 BD	2100-2500	45.370	45	295	4,5	55	560	4.500	6,7	600	40
89	4	W * Cyclone 18 * GR 3350	1725-2060	59.000	44,3	365	7,2	42,8	640	—	10	—	—
90	2	G R 14 R-33	1230-1600	15.000	37	183	4,7	30	540	7.700	5,6	600	—
91	2	W * Wasp Major * 4360. VSB 11 G	2650-3500	70.000	45,7	296	5	45	475	—	2	920	—
92	2	PW * Hornet * S 1 E G	770-870	9.080	33	125	5,2	21,3	306	2.150	5,1	—	—
93	4	Bristol * Pegasus XVIII 1	810-1030	26.300	31,8	167	6,15	26	340	460	3	—	—
94	4	W * Cyclone 14 * GR 2600	1385-1620	38.130	—	144	5,95	20,8	336	1.900	—	—	9
95	4	HS 12 Y dr1	880-890	20.400	40	151	5,8	26	350	2.500	7,5	35° à 19 T.	—
96	4	Jumo 205 C	600-600	20.000	44	167	8,35	20	335	—	—	—	18
97	4	GR 14 N 44-45	1070-1260	26.000	30	151	5,1	24,8	315	2.000	4,15	28°	—
98	6	HS 12 Y 36-37	970-1130	44.000	40	167	6,5	23,1	360	1.250	—	99°	56
99	4	W * Cyclone 18 * GR 3350-18	1725-2060	69.800	47	204	8,5	20,2	375	3.000	—	—	42
100	6	W * Cyclone 14 * GR 2600 A 5 B	1370-1620	72.000	44	210	7,4	24,2	380	1.800	4,70 à 48 T.	98°	59
101	6	W * Cyclone 14 * GR 2600 A 5 B	1370-1620	72.000	47	206	7,4	23,5	405	1.800	—	66°	3 6

(1) Abréviations : BMW : Bayerische Motoren Werke — DB : Daimler Benz — dh : de Havilland — GR : Gröme et Rhône — HS : Hispano-Suiza — PW : Pratt et Whitney — RR : Rolls Royce — W : Wright.

TROISIÈME PARTIE

---

PROBLÈMES PARTICULIERS



## OBSERVATION PRÉLIMINAIRE

---

Beaucoup des questions que nous allons aborder dans cette Troisième Partie pourraient être groupées sous le signe d'une étude systématique des divers expédients auxquels on a songé pour améliorer ce qu'on pourrait appeler « l'écart de vitesse ».

Cet enjeu mérite les efforts les plus sérieux. Nous avons vu en effet, tout au long de cet ouvrage, que l'un des principaux conflits qui force l'Ingénieur au compromis est celui qui oppose la vitesse maximum, qu'on voudrait aussi grande que possible, et la vitesse d'atterrissage, qu'on aimerait pouvoir réduire même à zéro pour améliorer au mieux la sécurité et s'affranchir des sujétions très lourdes qui grèvent la prise de contact de l'aérodyne avec le sol.

Ainsi l'autogire et l'hélicoptère, dont nous parlerons au chapitre X, s'ingénient à résoudre le problème de l'atterrissage et du décollage en séparant, au point de vue du déplacement relatif par rapport à l'air, l'appareil de sa voilure, qui peut prendre un mouvement indépendant, et donc une portance, sans préjuger de la vitesse ou de l'immobilité du reste.

L'avion stratosphérique, à y bien réfléchir, n'est qu'une solution particulière du problème de la surface variable, l'avion allant chercher en altitude les conditions de vol favorables à la vitesse, de telle sorte que sa voilure ait la surface juste suffisante pour la sustentation à grande incidence. Le mécanisme réalisant la surface variable n'est autre ici, si l'on veut, que la décroissance de la densité de l'air avec l'altitude : on en pourrait difficilement trouver de plus simple ni de fonctionnement plus sûr...

Le décollage assisté revient, si l'on veut, à rendre largable le dispositif de surface variable, grâce à une augmentation temporaire de surface, de puissance ou des deux (selon les systèmes) dont l'avion s'allège aussitôt après le décollage en abandonnant élégamment ces impédiments à la base de départ. Les avantages évidents qu'entraîne cette simplification pour l'appareil lui-même ont pour contre-partie une complication plus grande dans l'équipement des bases aériennes et dans la mise en œuvre ; de plus on est privé de toute assistance à l'atterrissage, ce qui limite l'application de cette solution aux vols comportant d'importants délestages : mission de bombardement, ou appareils à réaction consommant beaucoup, ou utilisations civiles à très longs parcours.

Enfin le vol remorqué n'est qu'un autre aspect de la même question : il revient à faire varier fortement le  $P/S$  au moment de l'atterrissage en « décrochant » de l'aéronef principal (1) toute sa puissance motrice, qui sur un avion ordinaire est une fraction très importante du poids total, et la partie du planeur nécessaire pour porter ce poids : l'élément chargé du fret peut alors, grâce à sa charge alaire réduite, atterrir à vitesse faible sur tel terrain exigü que l'on voudra (application possible aux exploitations postales pour l'« éclatement » du courrier).

(1) Qui est ici, bien entendu, le planeur remorqué et non l'avion remorqueur : ne pas oublier la primauté de l'utilisation.

# AÉRODYNES SPÉCIAUX

## 10,0 - GÉNÉRALITÉS

Nous avons admis en 1,02 que nous considérons comme de simples variantes des avions classiques tout ce qui n'affecte pas, *dans leur principe même*, les trois fonctions principales des engins volants, à savoir : la sustentation, la propulsion et les moyens de manœuvre et d'évolution.

10,01 Le nombre et la disposition des ailes intéressent la sustentation, mais seulement d'une manière accessoire et dans ses modalités. C'est pourquoi nous avons laissé l'étude des multiplans dans les chapitres qui précèdent et ne considérons pas davantage comme aérodynes spéciaux les appareils où les plans, au lieu d'être superposés, sont plus ou moins décalés, comme dans les biplans dont le décalage est supérieur à l'entreplan (avions Martin-Richard, Stark, etc...) — ou même entièrement en « tandem », comme dans les appareils Peyret, le biplace de chasse Delanne 10, l'avion léger « Pou du Ciel », les « tri-avions » Albessard, etc...

Nous estimons qu'il n'y a pas de raison sérieuse de faire une place à part à ces machines qui doivent être jugées concurremment avec les avions habituels.

Le principal changement de principe qui puisse affecter la sustentation est celui qui consiste à passer d'une voilure fixe à une voilure tournante, et nous en traiterons ci-après en 10,3 et 10,4. Cependant nous avons fait une place dans ce chapitre aux appareils dont les voilures, sans être entièrement mobiles, sont néanmoins susceptibles de prendre des mouvements limités par rapport au reste du planeur — sans nous dissimuler ce qu'il y a d'artificiel dans le principe d'un tel classement, qui a surtout pour but de nous conduire à la question de la limitation des efforts en vol que nous croyons importante, mais cependant pas encore assez entrée dans la pratique pour qu'il soit opportun d'en alourdir le chapitre relatif aux avions classiques.

10,02 L'étude des solutions spéciales relatives à la propulsion n'est pas du ressort de cet ouvrage. Nous en ferons simplement une mention très sommaire en 11,3.

10,03 Dans les formules d'avions classiques, les empennages situés à l'arrière servent à deux fins :

— assurer l'équilibre et la stabilité de l'appareil;

— permettre de manœuvrer l'avion par l'action de surfaces mobiles ayant un grand bras de levier par rapport au centre de gravité.

Il faut reconnaître que cette disposition présente notamment deux inconvénients :

1<sup>o</sup> les surfaces de queue introduisent une traînée supplémentaire qui nuit à la vitesse;

2<sup>o</sup> ces surfaces, lorsqu'elles sont situées en arrière de l'aile, comme c'est le cas en général, risquent si l'on ne prend pas de précautions particulières, d'être affectées par le sillage de celle-ci, ainsi d'ailleurs que par les souffles d'hélices, d'où risque de vibrations, et variations importantes de la stabilité suivant l'angle d'attaque et l'admission des moteurs.

De nombreux chercheurs ont proposé des systèmes plus ou moins insolites pour remédier à tout ou partie de ces inconvénients. Nous en étudierons 3 principaux :

- le dégagement de l'empennage par report vers l'avant (avion Canard);
- le dégagement par déport vertical (Elytroplan);
- la suppression pure et simple de l'empennage horizontal (aile volante, ou avion sans queue).

Comme nous le verrons, de ces trois solutions, la dernière est la seule qui puisse remédier à la fois aux deux inconvénients signalés. C'est pourquoi, sous réserve d'une mise au point qui reste à faire, nous la croyons seule appelée à un grand développement.

---

## 10, I - APPAREILS A VOILURE FIXE

---

10, II

### AVION-CANARD

10, III

Les appareils des premiers âges possédaient souvent deux empennages, l'un à l'avant, familièrement dénommé « planche à pain », et l'autre à l'arrière. On peut considérer qu'ils ont donné naissance d'une part aux avions normaux par suppression de l'empennage avant, d'autre part aux avions-canards, par suppression de l'empennage arrière.

Les avions-canards ne constituent d'ailleurs pas une nouveauté, puisque le premier hydravion qui ait jamais volé — un hydravion Fabre piloté par Collier sur l'Etang de Berre en 1913 — était un appareil canard avec un flotteur sous l'empennage à l'avant et deux flotteurs sous les ailes à l'arrière.

Ce genre d'appareil n'a pas eu beaucoup de développement jusqu'ici. Un des exemplaires les plus mémorables fut le Focke-Wulf « Ente » remontant à 1929 et qui a été l'un des premiers avions tricycles (Cf. 1,532-35). Construit en bois et tubes soudés, il pesait 1.650 kgs et emportait un pilote et 3 passagers à la



vitesse de 140 km/h environ. Ses deux moteurs Siemens de 110 CV étaient tractifs (logés en avant du bord d'attaque de l'aile), ce qui laisse de côté l'un des avantages de la formule comme nous le verrons ci-après.

Cependant cette disposition, qu'on pouvait croire archaïque, a connu récemment un regain d'actualité. Témoins les prototypes expérimentaux d'avions de chasse de cette formule qui ont vu le jour dans divers pays et dont l'exemple le plus connu est le Curtiss *Ascender* dont l'empennage horizontal situé à l'avant ne comporte pas de plan fixe, mais seulement un plan mobile susceptible d'ailleurs de débattements angulaires considérables (de l'ordre de 30°).

10,112

Les avantages revendiqués par cette formule concernent d'abord les qualités de vol. La stabilité longitudinale, assurée par l'empennage horizontal, est mise à l'abri des effets de sillage de l'aile et de souffle d'hélices. De plus, le décrochage et l'autorotation sont rendus impossibles : l'empennage ayant, contrairement à celui d'un avion ordinaire, une incidence nettement plus élevée que celle de l'aile, se met en perte de vitesse avant la voilure. L'avion bascule alors vers l'avant et se met en descente, évitant ainsi le décrochage de la voilure principale.

Au point de vue des performances on peut, en utilisant des hélices propulsives, n'avoir *plus rien* en arrière de celles-ci, ce qui supprime l'augmentation de traînée (mais aussi de portance) due à leur souffle.

Accessoirement, notons un avantage subsidiaire du canard : avec l'avion classique l'action qu'exerce la gouverne de profondeur pour cabrer l'avion se traduit par une portance négative sur l'empennage, laquelle vient malencontreusement en déduction de la portance positive qu'on cherche à susciter aussi forte que possible sur la voilure ; avec le canard au contraire, le même cabrage s'obtient par une portance positive qui vient fort opportunément aider celle de la voilure et favoriser la sustentation au lieu de la contrarier. Cet appoint peut n'être pas négligeable surtout au décollage, pour les avions modernes qui sont de plus en plus chargés au mètre carré et dont le décollage devient de plus en plus difficile.

Enfin, la coïncidence de l'intérêt subit qu'on a repris ces temps-ci pour cette formule, avec l'accession aux très hautes vitesses, donne à penser qu'on y a vu une possibilité de surmonter les difficultés que l'on rencontre pour soustraire les empennages aux effets de compressibilité de l'air (ou d'ondes de choc) émanant de la voilure lorsque le nombre de Mach<sup>(1)</sup> approche dangereusement de l'unité (Cf. ci-après 11,3). Reste à voir si l'expérience confirmera l'efficacité de ce moyen.

Cette formule implique la disposition tricycle ou monotrace, en raison de la garde arrière nécessaire pour l'hélice propulsive.

10,113

L'avion-canard présente un certain nombre d'inconvénients. En particulier, le champ visuel du pilote est généralement très diminué par la longue partie du fuselage qui est devant lui et par l'empennage — encore que ce défaut puisse être atténué par une surélévation importante de ce dernier. Par ailleurs, la voilure travaille dans le sillage de l'empennage, et les inconvénients de sillage qu'on a voulu éviter pour l'empennage se reproduisent, mais au détriment cette fois de la voilure.

Le fonctionnement des hélices dans le sillage de l'aile risque de nuire à leur rendement et d'entraîner des vibrations — inconvénient qui disparaît dans le cas de propulsion par réaction.

Les empennages existant toujours, le premier grief signalé en 10,03 subsiste, atténué cependant du fait qu'ils sont soustraits aux souffles d'hélice et exonérés, par conséquent, du surcroît de traînée qui en résulte.

(1) Rapport de la vitesse de l'avion à la vitesse du son dans les mêmes conditions atmosphériques.

10,12 *ÉLYTROPLAN DE ROUGE*

10,120 La solution de l'Élytroplan, proposée par M. de Rougé, consiste à remplacer les empennages par des « Élytres »; situées franchement au-dessus de l'aile et portées par un support vertical. Il s'agit d'un dièdre à arête verticale formé par deux petits plans articulés le long de leur bord d'attaque (1), et dont l'angle d'ouverture est commandé par le levier de profondeur.

10,121 Étudions d'abord l'équilibre longitudinal (tangage).

10,121.1 Un tel système peut aisément être rendu stable. En effet, on peut toujours obtenir la stabilité pour une aile quelconque au moyen d'un centrage suffisamment avancé : toute la question consiste alors à obtenir l'équilibre aux incidences de vol par une action aérodynamique excentrée. L'avion ordinaire y arrive au moyen des empennages situés à l'arrière, c'est-à-dire d'un bras de levier horizontal. L'Élytroplan y arrive au moyen d'un bras de levier vertical, la surface auxiliaire étant déportée vers le haut puisque, avec un centrage très avant, le rétablissement de l'équilibre suppose un couple à cabrer.

Les essais de stabilité longitudinale ont été poussés en soufflerie jusqu'à des incidences considérables, de l'ordre de 75°, pour lesquelles un braquage convenable des élytres permettait encore d'obtenir l'équilibre. Le système revendique donc la possibilité de descentes « parachutales » stables — propriétés dont l'intérêt est discutable, en raison des vitesses verticales très élevées obtenues à ce régime de vol, et qui ne permettent pas (contrairement au cas de l'autogire) d'aller jusqu'à l'atterrissage, car aucun amortisseur de dimensions admissibles ne serait capable d'encaisser le choc correspondant.

10,121.2 L'Élytroplan remédie au deuxième inconvénient signalé en 10,03 (effets de sillage et de souffle) mais il aggrave par contre le premier (effet de traînée), et ceci à cause de son principe même de fonctionnement. Les couples de manœuvre sont en effet produits au moyen d'une traînée supplémentaire à laquelle son excentrement donne un grand bras de levier par rapport au centre de gravité de l'avion, et non par une portance qui, dans les empennages classiques, peut être réalisée, lorsque les profils sont bien étudiés, au prix d'une faible traînée.

Et encore ne parlons-nous pas de la traînée supplémentaire due à la poutre-support des élytres, qui se présente orthogonalement au vent et non pas profilée derrière les parties habitées, comme les supports d'empennage des avions classiques.

Le système présente encore un grave inconvénient de principe; l'organe équilibreur, à savoir l'élytre, est très excentré par rapport à l'axe de traction et par conséquent les changements d'assiette de l'appareil aux variations brusques d'admission (Cf. 3.314.1) se trouvent forcément très amplifiés. Il n'est, pour s'en convaincre, que de voir les loopings exécutés sous l'effet du moteur à caoutchouc par les petites maquettes, d'ailleurs fort amusantes, de cet appareil lorsque les élytres sont correctement réglées pour le vol hélice calée.

10,122 En ce qui concerne l'équilibre transversal de l'avion, les élytres, situées très au-dessus du centre de gravité, apportent un amortissement de roulis supplé-

(1) Une autre version de ce type d'appareil comporte au même endroit un empennage porteur analogue — à l'emplacement près — à ceux des avions ordinaires. Nous nous limiterons ici au cas des élytres proprement dites, définies ci-dessus.

mentaire, du moins lorsqu'elles ne sont pas trop ouvertes, c'est-à-dire surtout aux faibles incidences.

Mais elles n'apportent pas de couple de rappel et n'augmentent donc pas la stabilité transversale. Leur effet est d'annuler le dérapage en le transformant en roulis, au lieu d'arriver au même résultat en le transformant en lacet comme dans la solution classique où l'empennage vertical est à l'arrière. Dans ce cas comme dans l'autre, l'introduction accidentelle d'un dérapage se termine, au mieux, par la mise en virage correct de l'avion, non par son retour en ligne droite.

La stabilité transversale est donc à rechercher comme dans l'avion classique par d'autres moyens, notamment par le dièdre de voilure.

0,123 En conclusion : à condition d'être bien réalisé, l'Élytroplan est une solution viable et susceptible probablement de voler d'une façon acceptable, mais ne présente pas d'avantage décisif sur les solutions classiques par rapport auxquelles il a l'inconvénient de comporter un surcroît de traînée notable.

## 0,13 AVION SANS QUEUE

0,131 L'avion sans queue ou aile volante est caractérisé par l'absence d'empennages et par conséquent du fuselage portant ces empennages. La commande de profondeur se fait par la manœuvre simultanée d'ailerons de chaque bord. Lorsque ce sont les ailerons habituels<sup>(1)</sup> les commandes de profondeur et de gauchissement peuvent être combinées comme la profondeur et la direction dans les empennages en V (Cf. 1,43).

On peut citer comme réalisations françaises un avion sans queue Nieuport qui a volé vers 1932, l'« aile volante » Fauvel, qui a volé de 1935 à 1940 et tout récemment le petit monomoteur de tourisme SE 2.100. de la SNCA du Sud-Est.

A l'étranger, on a constaté ces dernières années une sérieuse recrudescence des efforts dans ce sens, généralement dans le domaine des avions de chasse; aile volante Northrop en Amérique, et surtout avion-fusée Messerschmitt 163, qui a été effectivement mis en service en Allemagne (Cf. ci-après 11,334). S'agissant d'appareils à très haute vitesse, il faut y voir une autre tentative du genre de celle signalée en 10,112 à propos des avions-canards — mais beaucoup plus radicale et plus intéressante — pour éviter les effets d'ondes de choc agissant sur les empennages avec un fort bras de levier par rapport au centre de gravité. Cette raison essentielle pourrait un jour prochain faire de cette formule une règle impérative et universelle pour tous les appareils devant approcher la vitesse du son.

Sans nous étendre davantage sur cet aspect de la question, sur lequel les bases sûres manquent encore, étudions l'aile volante dans la gamme des vitesses franchement subsoniques, dans laquelle, comme nous allons le voir, elle présente déjà un grand intérêt intrinsèque.

10,132 On est normalement conduit pour les avions sans queue à des profils d'ailes à  $C_{mo}$  négatif.

En effet, considérons (voir fig. 10,132) la courbe donnant le coefficient unitaire de moment de tangage  $C_{mg}$  pris par rapport au centre de gravité, en fonction de l'incidence  $i$ , comptée à partir de l'incidence de portance nulle. Le point d'intersection avec l'axe des ordonnées donne le  $C_{m_0}$ <sup>(2)</sup>, et par ce point passent

(1) Dans l'appareil Fauvel AV 10, des volets centraux se chargeaient de la profondeur et des ailerons extrêmes du gauchissement.

(2) Nous supposons pour simplifier que les caractéristiques aérodynamiques (portance et moment) de l'ensemble de l'appareil sont confondues avec celle de l'aile seule : cas du gros appareil qui se réduit à une aile habitable, sans aucun fuselage.



toutes les courbes de moment relatives aux divers centrages possibles.

Or, si l'on veut que l'appareil soit stable, il faut lui donner un centrage suffisamment avancé pour que la pente  $\frac{dC_{m0}}{di}$  de la courbe de stabilité longitudinale soit constamment positive.

Pour que ce résultat soit atteint et que la courbe coupe l'axe des incidences

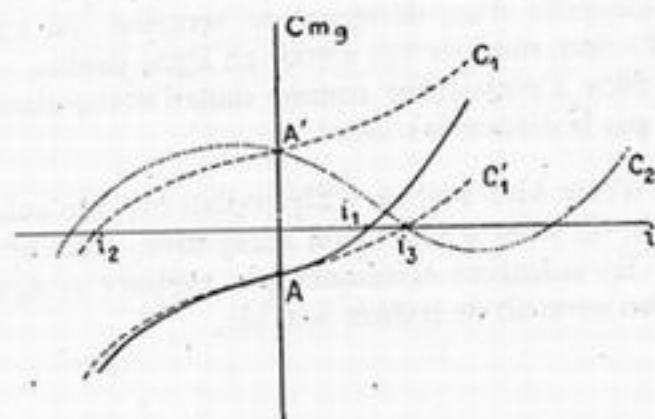


Fig. 10,132.

en un point d'abscisse positive  $i_1$ , correspondant à un équilibre de vol à incidence positive, il est nécessaire, comme le montre la figure, que le point A ait une ordonnée négative, c'est-à-dire que le  $C_{m0}$  soit négatif (courbe en trait plein sur la figure).

S'il en était autrement (cas du point A' correspondant à un profil à  $C_{m0}$  positif) l'équilibre de vol pour un centrage  $C_1$  auquel l'avion serait stable, n'aurait lieu qu'à une inci-

dence négative  $i_2$  (vol sur le dos). Pour avoir l'équilibre à une incidence positive sans déformation du profil, il faudrait centrer l'avion assez en arrière pour avoir une courbe descendante ( $C_2$  sur la figure) et l'on obtiendrait alors un équilibre instable en  $i_3$  pour les incidences faibles du vol de vitesse.

Il est vrai qu'on peut chercher à rétablir l'équilibre de vol au centrage  $C_1$  en manœuvrant le volet de bord de fuite, ce qui a pour effet de décaler la courbe  $C_1$  par translation vers le bas, en  $C'_1$  par exemple. On voit que ceci revient exactement à transformer par déformation le profil initial en un profil à  $C_{m0}$  négatif. Autant vaut prendre dès l'origine un profil qui donne de lui-même l'équilibre pour une incidence moyenne de vol sans avoir à lui imposer de déformation : la traînée sera moindre, et il restera des latitudes de manœuvre plus importantes autour de la position d'équilibre.

10,133

Cette formule d'appareil diminue beaucoup l'inertie de tangage de l'appareil, ce qui permet à la maniabilité de rester suffisante malgré la diminution considérable du bras de levier des surfaces de manœuvre. Elle apporte un gain de poids qui peut devenir très appréciable dans certains cas. Mais surtout elle vise à éliminer, par la suppression pure et simple des empennages, tous leurs inconvénients signalés en 10,03.

Malheureusement il n'est pas possible pour le moment de supprimer vraiment les empennages verticaux, ceux-ci étant pratiquement reportés ailleurs, par exemple en bout d'ailes, sous forme de deux dérives verticales. De telles dérives servent surtout d'ailleurs à la stabilité transversale, car la maniabilité correspondante peut être obtenue par d'autres

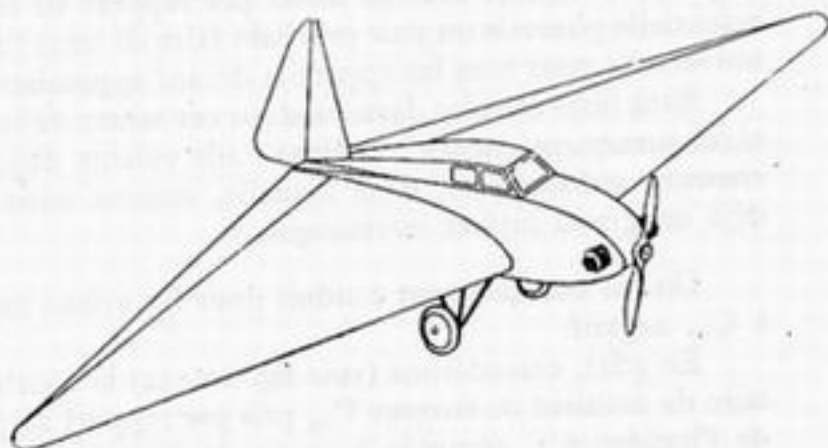


Fig. 10,133.

moyens, par exemple des « spoilers » ou intercepteurs commandés différentiellement aux deux extrémités d'ailes et n'introduisant de traînée qu'au moment de la manœuvre, puisqu'ils restent effacés en vol rectiligne.

Le gain de traînée subsiste en tout cas pour l'empennage horizontal. De plus, la suppression de la traînée du fuselage est importante, mais ne prend tout son sens que pour les très gros avions où l'aile peut être rendue habitable, ce qui n'est pas le cas de l'« aile volante » A. V. 10 Fauvel, petit avion expérimental (voir fig. 10,133), qui, possédant encore une cabine rapportée sur l'extrados et une dérive, conserve, à l'empennage horizontal près, les résistances passives d'un avion normal. Il est monomoteur, alors que la formule n'est vraiment intéressante que pour les très gros appareils qui sont forcément des multimoteurs. Notons cependant que le vol avec un moteur stoppé, dans ces avions dépourvus d'empennage, paraît devoir poser des problèmes délicats.

2,134

Mais la véritable pierre d'achoppement de cette formule est actuellement la question de l'hypersustentation, qui est particulièrement délicate. Les dispositifs hypersustentateurs classiques introduisent un couple piqueur trop fort pour être équilibré par l'action des ailerons agissant comme gouvernes de profondeur. De plus, dans cette action, ceux-ci se braquent vers le haut, c'est-à-dire dans un sens qui diminue la portance et vient contrarier l'effet d'hypersustentation qu'on a voulu obtenir.

Il faut donc absolument rechercher des dispositifs hypersustentateurs ne donnant pratiquement pas de couple de tangage.

Le problème est ardu. Tellement même que jusqu'ici on a surtout usé d'expédients — comme par exemple de donner à l'aile une flèche si considérable que le bord de fuite de la partie centrale, seule munie d'hypersustentateurs, se trouve à peu près à l'aplomb du centre de gravité de l'appareil, c'est-à-dire des 30 % environ de la profondeur du profil moyen, de telle manière que l'action des hypersustentateurs n'introduise pratiquement pas de moment de tangage. On voit le caractère précaire de tels expédients, qui ont en particulier pour inconvénient de limiter étroitement la portion d'envergure soumise à l'hypersustentation, alors que son extension maxima serait au contraire souhaitable (Cf. 1,222.3).

Il semble qu'on puisse trouver une solution en compensant le couple piqueur dû aux hypersustentateurs par un dispositif de traînée excentrée, jouant un rôle plus ou moins analogue à celui des élytres dont il a été question en 10,120. Escamoté en vol normal, et utilisé seulement comme compensateur pour obtenir l'incidence d'équilibre pendant l'hypersustentation, un tel dispositif échapperait aux critiques faites en 10,121.2 à propos de son emploi comme gouverne permanente. L'addition d'une traînée supplémentaire au moment de l'atterrissage peut même être considérée comme avantageuse; il n'en est pas de même pour le décollage, mais l'hypersustentation étant moindre dans ce cas, la traînée additionnelle peut aussi être réduite.

Tant que ce problème ne sera pas résolu d'une façon vraiment satisfaisante, les avions sans queue seront obligés, faute d'hypersustentation correcte, de conserver, par rapport aux avions classiques, un excédent de surface de voilure qui leur fera reperdre le plus clair du bénéfice qu'ils revendiquent au point de vue de la traînée. Mais si la solution n'est pas encore acquise, on n'a aucune raison sérieuse de penser qu'elle soit impossible, et la question mérite des recherches approfondies. L'enjeu n'est autre que la viabilité d'une formule dont l'intérêt de principe est considérable.

## 10,2 - LIMITATION AUTOMATIQUE DES EFFORTS EN VOL

### 10,20 GÉNÉRALITÉS

10,201 Depuis longtemps les inventeurs ont cherché à soustraire les avions aux accélérations verticales, aussi nuisibles par l'inconfort qu'elles infligent aux passagers que par les renforcements très lourds qu'on est obligé d'apporter aux structures pour les supporter. En bref, il s'agit de limiter automatiquement les accélérations verticales des avions lors des rafales, pour assurer une bonne « suspension » de l'avion, de la même façon qu'on cherche à suspendre les voitures automobiles pour atténuer les effets des inégalités du sol.

La première idée qui vient à l'esprit est de transposer purement et simplement les solutions provenant des autres techniques.

10,202 C'est ainsi, par exemple, qu'on peut se proposer (voir fig. 10,202) d'interposer des liaisons élastiques entre le fuselage et la voilure, comme dans l'automobile entre la carrosserie et les roues.

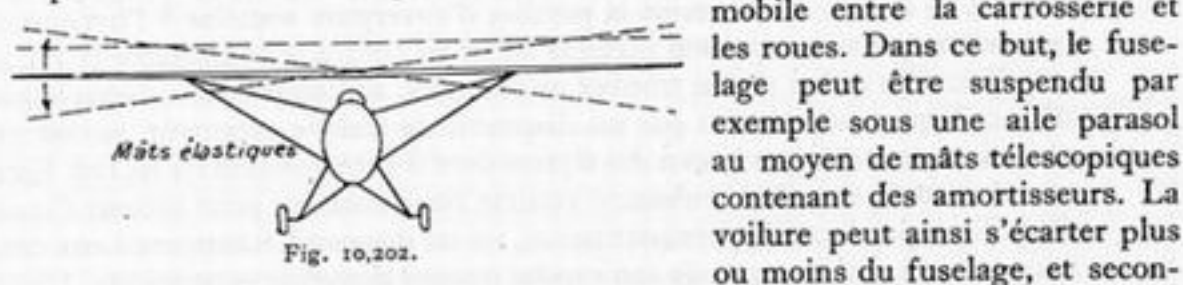


Fig. 10,202.

Dans ce but, le fuselage peut être suspendu par exemple sous une aile parasol au moyen de mâts télescopiques contenant des amortisseurs. La voilure peut ainsi s'écarter plus ou moins du fuselage, et secondairement, les mâts de chaque bord pouvant fonctionner indépendamment, elle peut aussi prendre diverses inclinaisons latérales et l'avion est affranchi par là des accélérations de roulis dans les rafales dissymétriques.

Une telle disposition ne permet en aucune façon d'alléger la structure de l'aile en considérant celle-ci comme mise à l'abri des surcharges.

10,203 En effet, il est essentiel de noter deux différences fondamentales entre le cas de l'automobile et celui de l'avion.

En vol, les accélérations verticales peuvent provenir non seulement des rafales, mais aussi des manœuvres du pilote. Si l'on donne à la suspension une grande souplesse, on risque en interdisant les accélérations exigées par certaines évolutions (ressources, virages serrés, etc.) de diminuer d'une manière dangereuse les possibilités de l'avion. On est donc conduit à ne permettre à ces dispositifs de fonctionner pleinement qu'au-dessus d'un certain seuil d'accélération, non dépassé



dans les manœuvres courantes, c'est-à-dire finalement à régler la suspension assez « dure », la sécurité devant malgré tout primer le confort.

D'autre part, la *durée d'application* des efforts peut être fort différente : toujours brève en automobile (secousses ou chocs), elle peut être beaucoup plus longue en avion, lorsque celui-ci est soumis longtemps par une manœuvre du pilote (virage très serré, par exemple) à une forte accélération normale. Pour bénéficier de l'économie de poids de structure, avantage principal que doit permettre la limitation des efforts, on n'a donc pas seulement, comme dans l'automobile, à étouffer des accélérations fortes, mais très fugitives, en dissipant leur énergie dans des amortisseurs. Si une surcharge aérodynamique est maintenue pendant une durée excessive, les amortisseurs, au bout d'un certain temps, viendront en butée, l'accélération dépassera alors la valeur limite admise dans les calculs de résistance, et la rupture s'ensuivra. Il faut donc *interdire complètement* l'apparition d'accélérations supérieures à la limite admise, et pour cela agir sur la source même de ces accélérations, *c'est-à-dire sur la portance*, et non pas seulement sur leur vitesse d'établissement.

Trois dispositifs principaux ont été envisagés en France à cet effet.

### DISPOSITIF CONSTANTIN

Dans le dispositif Constantin l'agent moteur est une girouette Constantin <sup>(1)</sup>, détecteur d'incidence très sensible et développant une certaine énergie motrice. Dès que la variation d'incidence atteint des valeurs excessives, susceptibles de donner lieu à un facteur de charge trop élevé, la girouette braque au bord de fuite de l'aile un volet de courbure qui provoque une diminution de l'incidence apparente.

Ce système présente l'inconvénient d'être actionné non par l'accélération elle-même, mais par l'incidence : la relation entre ces deux grandeurs faisant intervenir la vitesse, le système n'est bien adapté que pour un régime de vol donné (croisière). Il doit être débrayé dans les autres cas de vol, tels que survitesse, piqué, prise de terrain, etc., au cours desquels l'avion ne sera plus protégé contre les manœuvres trop brutales du pilote ni contre les rafales.

### LIORÉ 48

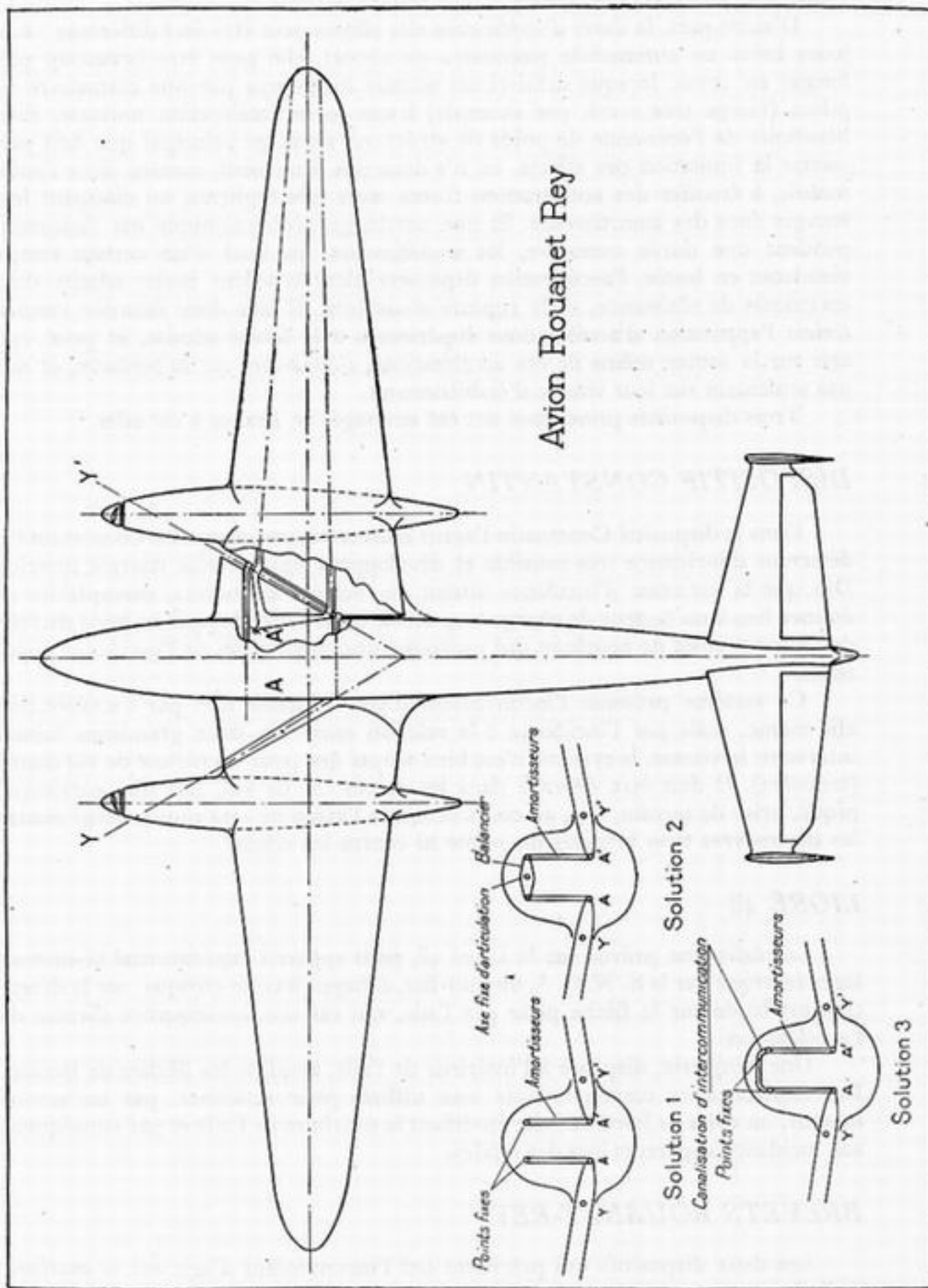
La réalisation prévue sur le Lioré 48, petit appareil expérimental bi-moteur léger fabriqué par la S. N. C. A. du Sud-Est, échappe à cette critique, car la détection est basée sur la flèche prise par l'aile, qui est une conséquence directe de l'accélération.

Une tringlerie, disposée à l'intérieur de l'aile, amplifie les flèches de flexion. Les déplacements correspondants sont utilisés pour actionner, par un servomoteur, un volet de bord de fuite modifiant la courbure de l'aile et par conséquent son incidence apparente lors des rafales.

### BREVETS ROUANET-REY

Les deux dispositifs qui précèdent ont l'inconvénient d'agir sur la *courbure* de l'aile, et par conséquent de provoquer de forts déplacements du centre de poussée, qui reportent sur la résistance de la voilure en torsion une partie de la charge qu'on lui épargne au point de vue de la flexion — et donnent des accélérations

(1) Voir la description à l'Annexe XIII, au mot « Girouette ».



de tangage probablement non négligeables, d'où un certain inconfort et une complication de pilotage.

De plus, ne comportant pas d'éléments élastiques, ils ne peuvent réduire les efforts en cas de rafales instantanées (cas prévu par le Règlement de Calcul). Leur action étant purement aérodynamique comporte forcément certains retards; la protection qu'ils apportent n'est donc pas d'une sécurité suffisante.

Ces inconvénients sont évités dans le système ingénieux qui fait l'objet des brevets Rouanet-Rey et que nous allons maintenant décrire avec quelques détails, bien qu'aucun avion réalisé selon ce principe n'ait encore effectivement volé.

10,231

Chaque demi-aile est articulée sur le fuselage au moyen d'un axe, et soutenue dans sa position d'équilibre par un amortisseur oléo-pneumatique. Si l'axe d'articulation était perpendiculaire à l'envergure, le système serait passible des critiques déjà énoncées en 10,203, puisqu'en cas d'effort soutenu longtemps il pourrait venir en butée. Mais les axes  $YY'$  sont obliques, leur point de convergence étant vers l'arrière (voir fig. 10,231). Ainsi toute rotation d'une demi-aile autour de son axe s'accompagne automatiquement d'une variation d'incidence de sens convenable pour faire cesser la cause qui lui a donné naissance, puisque l'incidence diminue sous l'effet d'une accélération qui fait relever la demi-aile.

La surcharge est donc encaissée par les amortisseurs et le système est bien mis en action par un changement d'effort et non par un simple changement d'incidence, ce qui permet au réglage de rester valable pour n'importe quelle vitesse de vol de régime, contrairement au dispositif Constantin (Cf. 10,21). Mais dès que le mouvement commence à se produire, les efforts diminuent et le système n'a donc pas tendance à aller en butée, ce qui permet de régler les amortisseurs aussi souples qu'on voudra <sup>(1)</sup>, sans avoir à craindre pour la solidité de l'appareil, et sans être astreint à d'autre limite que le seuil résultant des possibilités de manœuvre à conserver au pilote, et dont nous avons parlé en 10,203.

Les amortisseurs de voilure prennent appui sur l'extrémité A d'un bras prolongeant la partie mobile au delà de son axe d'articulation. Leur autre extrémité peut être fixée directement à la structure, par exemple en un point d'un couple renforcé du fuselage (solution 1). Elle peut encore être reliée (solution 2) à une sorte de balancier, qui permet une répartition sur les deux demi-ailes d'une rafale dissymétrique; en même temps que la demi-aile affectée se lève, l'autre s'abaisse, contribuant au rétablissement de l'équilibre latéral de l'avion et évitant au fuselage, comme dans le dispositif Jona, les accélérations de roulis. Il devrait en résulter, en principe, une stabilité latérale améliorée, mais l'expérimentation en vol reste à faire. Le rôle de balancier peut aussi être rempli par une mise en communication hydraulique des amortisseurs fixés à des points fixes du planeur (solution 3).

Les inventeurs revendiquent d'ailleurs la possibilité, grâce à l'équilibrage automatique des ailes dans le sens latéral, de supprimer les ailerons et d'obtenir l'inclinaison latérale de l'appareil en utilisant simplement le braquage différentiel des volets de profondeur. Le couple de roulis à créer pour incliner latéralement l'appareil est en effet très faible, puisqu'il équivaut en somme à celui nécessaire pour incliner latéralement le fuselage seul.

Cette solution particulière permettrait de supprimer les ailerons, et par conséquent d'installer des dispositifs hypersustentateurs sur toute l'envergure (Cf. 1,122.3).

(1) Et par conséquent de diminuer autant qu'on voudra les efforts dans la voilure en cas de rafales instantanées.



10,232

Il est intéressant de noter que l'enfoncement des liens élastiques (amortisseurs) permet de donner une indication et même un enregistrement de tous les efforts subis en vol par la voilure. Ceci peut être très utile pour l'étude de l'atmosphère et des effets des rafales sur les voilures. On peut également s'en servir pour mettre sous les yeux du pilote un instrument très simple à concevoir, en envoyant les indications des liens élastiques dans un cadran qu'on peut réaliser d'une manière figurative, très parlante à l'œil, analogue à la présentation habituelle des horizons gyroscopiques par exemple, mais où les ailes se balanceraient avec une amplification appropriée en face de secteurs gradués. Par mauvais temps le pilote pourra savoir exactement à quels efforts est soumis l'avion à chaque instant, et par conséquent dans quel genre de rafales il vole, ce qui peut être précieux pour la conduite de son itinéraire.

---

## 10,3 - AUTOGIRE

---

10,30

### *GÉNÉRALITÉS*

L'autogire, inventé par l'ingénieur espagnol Juan de la Cierva, est un appareil à voilure tournante dans lequel la rotation de la voilure est automatique et ne fait appel à aucune énergie autre que le déplacement de l'appareil dans l'air — sauf pour son lancement, qui se fait avant le décollage par un embrayage provisoire du rotor sur le moteur au moyen d'un arbre de transmission spécial.

Comme l'avion, l'autogire a donc absolument besoin d'un déplacement d'ensemble et ne peut effectuer de vol au point fixe, à la façon des hélicoptères. Par contre, tandis que la sustentation de l'avion implique nécessairement une composante horizontale de la vitesse, nous allons voir que, pour l'autogire, le déplacement d'ensemble peut être rigoureusement vertical.

A l'inverse de ce que nous verrons en 10,4 pour les hélicoptères, le plan de rotation de la voilure tournante présente, comme le ferait une aile fixe, une incidence positive, c'est-à-dire qu'en vol l'axe du rotor est incliné vers l'arrière.

Le rotor n'assurant que la sustentation, l'appareil doit posséder d'autre part, pour assurer sa propulsion, une hélice entraînée par un moteur comme un avion ordinaire.

Le rotor peut avoir un nombre de pales quelconque; toutefois compte tenu, d'une part, de la complication du moyeu croissante avec le nombre de pales, d'autre part, de l'amélioration au point de vue vibrations que provoque l'augmentation de ce nombre, un juste compromis a dû être recherché et les autogires actuels ont généralement trois pales. Ces dernières présentent rarement une variation de pas le long de l'envergure bien qu'une légère diminution de celui-ci vers le moyeu soit souhaitable (v. ci-après 10,312.2).

Le pilotage de l'appareil, qui se faisait initialement au moyen de gouvernes

identiques à celles d'un avion (on avait même laissé subsister une sorte d'aile inférieure afin de pouvoir conserver des ailerons), se fait aujourd'hui par inclinaison longitudinale ou latérale de l'axe du rotor, commandée au moyen d'un manche à balai analogue à celui des avions. La gouverne de direction peut être laissée ou supprimée, selon le degré de serrage des virages qu'on désire.

## 10,31 FONCTIONNEMENT AÉRODYNAMIQUE

### 10,311 Autorotation.

L'autorotation dont il s'agit ici n'est pas la même que celle dont nous avons parlé en 3,324 à propos de la vrille : l'axe de rotation, au lieu d'être voisin de l'axe longitudinal de l'avion, est maintenant perpendiculaire au plan de la voilure ; l'autorotation fait donc appel, non plus aux forces perpendiculaires au plan de l'aile, mais au contraire aux forces contenues dans ce plan.

Son explication est aisément mise en évidence par la polaire de Lilienthal. En effet, si l'on prend comme coordonnées (voir fig. 10,311.1 A) les composantes de la résultante des actions aérodynamiques sur un profil, non pas selon des directions parallèle et perpendiculaire à la vitesse relative comme pour les polaires ordinaires en  $C_x$  et  $C_z$ , mais selon des directions parallèle et perpendiculaire à la corde du profil, on obtient (v. fig. 10,311.1 B) une courbe en  $C_T$  et  $C_N$  dont une partie, celle qui correspond aux grandes incidences, se trouve généralement du côté des  $C_T$  négatifs.

Il n'en résulte pas une propulsion, car le  $C_x$ , c'est-à-dire la composante selon la direction du vent relatif, est toujours positif : le profil n'a donc pas tendance à avancer *dans le vent*, mais il tend à glisser *dans son plan*, et ceci vers l'avant. Sur les avions à voilure fixe, où l'aile est rigidement fixée au reste de l'avion et ne peut se mouvoir que dans la direction du vent relatif, ce phénomène n'a aucune conséquence pratique, sinon le fait, surprenant pour un esprit non prévenu, que dans la ressource les efforts dans le plan de l'aile sont dirigés vers l'avant : la voilure, si elle n'était pas tenue, glisserait alors vers le nez du fuselage. Mais sur l'autogire, la pale peut tourner autour d'un axe perpendiculaire à son plan, et la tendance au glissement due au  $C_x$  négatif donne lieu à un mouvement effectif, dans lequel la pale, tout en étant sollicitée vers l'avant au point de vue de la rotation, continue à offrir au vent relatif une résistance aérodynamique dirigée vers l'arrière, comme cela résulte clairement de la figure 10,311 A.

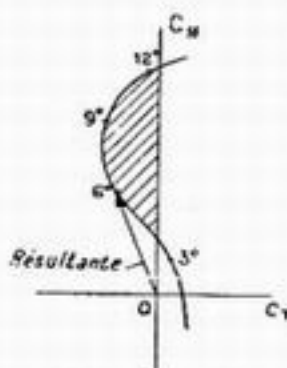


Fig. 10,311.1 B.

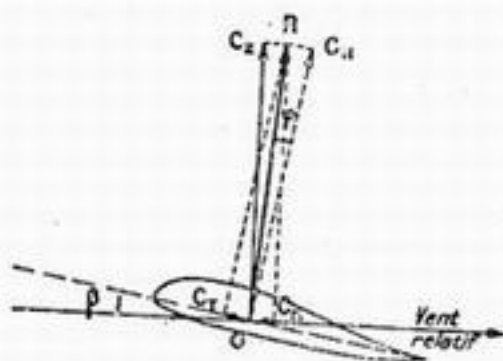


Fig. 10,311.1 A.

311.2

Nous n'avons parlé jusqu'à présent que du cas où l'axe de rotation est perpendiculaire au plan de la pale, c'est-à-dire du cas où celle-ci a par construction un calage nul en incidence. Lui donner un calage positif revient à faire, sur la figure 10,311.1 A, tourner l'axe du rotor (jusqu'ici supposé confondu avec  $OC_x$ ) autour du point O, en direction de  $OC_z$ , tous les autres éléments de la figure res-

tant inchangés. On voit immédiatement qu'on ne saurait, sous peine de supprimer l'autorotation, faire dépasser à cet axe la position OR. Pour un angle d'attaque  $\beta$  donné, il y a donc une limite supérieure à l'incidence de construction qu'on peut donner au profil : cette limite est figurée sur la figure 10,311 A par l'angle  $\varphi$ , qui varie évidemment avec l'incidence effective  $\beta$ , laquelle varie elle-même, comme nous le verrons en 10,313, tout le long de la pale, et pour une même section de la pale, selon la position de celle-ci au cours de sa rotation. On est donc amené à rechercher pour  $\varphi$  une valeur moyenne, représentant un compromis sanctionné par l'expérience. En fait, le calage de construction est de l'ordre de  $5^\circ$  sur l'autogire C 301. Nous reverrons l'importance de cette limite à propos du décollage vertical, en 10,341, et à propos du passage de l'hélicoptère en autogire en 10,401.1.

### 10,312 Gamme d'incidences.

10,312.1 Étudions les divers cas de vol. Considérons une section de la pale située à une distance  $r$  de l'axe de rotation.

Supposons d'abord que le calage des pales par rapport au plan perpendiculaire à l'axe du rotor soit nul, c'est-à-dire qu'il n'y ait pas d'incidence propre des pales.

Prenons comme plan de la figure 10,312.1 le plan vertical de symétrie de

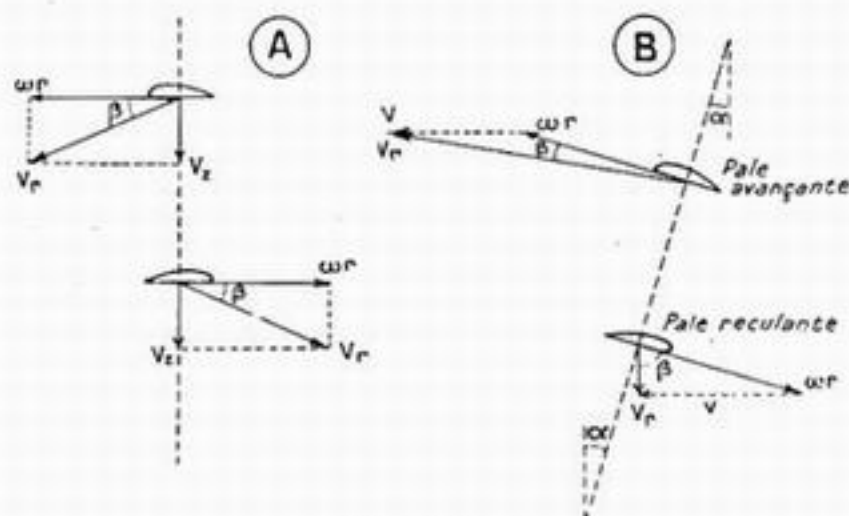


Fig. 10,312.1.

l'autogire et examinons d'abord le moment où la pale passe par la position perpendiculaire à ce plan.

Lorsque l'appareil se met en descente verticale (axe du rotor vertical) l'angle  $\beta$  de la figure 10,311.1. A varie de  $\pi/2$  à 0 lorsque  $r$  varie de 0 à l'infini (sur une pale supposée illimitée).

Lorsque l'appareil vole en palier,

considérons d'abord la pale avançante (v. fig. 10,312.1 B). La vitesse périphérique de rotation  $\omega r$  se compose cette fois avec la vitesse de translation horizontale  $V$  de l'appareil et l'on voit sur la figure que l'angle d'incidence réel  $\beta$  du profil au point considéré est inférieur à l'angle d'incidence apparent  $\alpha$ , en appelant ainsi celui qui correspond à l'inclinaison du rotor. L'angle  $\beta$  tend d'ailleurs vers  $\alpha$  pour  $r = 0$ , c'est-à-dire à la racine de la pale; au contraire, il tend vers 0 lorsque  $r$  tend vers l'infini (sur une pale supposée illimitée).

Considérons maintenant la pale reculante. Pour celle-ci, la figure montre que l'incidence réelle  $\beta$  est plus grande que dans le cas précédent. Elle varie de 0 lorsque  $r$  est infini à  $\pi - \alpha$  lorsque  $r$  tend vers 0, c'est-à-dire à la racine de la pale. Il y a notamment une section pour laquelle cette incidence est égale à  $\pi/2$  (courant d'air relatif orthogonal à la pale).

10,312.2 L'allure générale de la variation de l'incidence  $\beta$  en fonction de  $r$  est donnée par la figure 10,312.2.

S'il y a un calage de pale  $i$  par rapport au plan perpendiculaire à l'axe du



rotor, ce qui est d'ailleurs le cas général — sous réserve d'une limite à ne pas dépasser, comme il a été dit en 10,311 — les incidences  $\beta$  déterminées ci-dessus sont évidemment à augmenter de cette valeur  $i$ .

Comme on le voit, l'incidence effective d'une pale à pas constant augmente toujours quand on se rapproche du moyeu ( $r = 0$ ); c'est la raison pour laquelle on a intérêt à diminuer de construction le pas vers le moyeu (évolution inverse du calage des profils d'une hélice).

Le système est sensiblement auto-régulateur, car on voit sur les figures 10,312.1 A et B que, si le rotor tend à s'emballer, la croissance du vecteur  $\omega r$  tend à diminuer l'incidence effective  $\beta$  et par conséquent l'importance du  $C_T$  négatif de la polaire de Lilienthal (v. fig. 10,311 B) — et inversement en cas de ralentissement.

On voit que ce fonctionnement aérodynamique est complexe. Son analyse détaillée suppose des essais de profil à toutes les incidences comprises de 0 à 180°. Encore n'avons-nous examiné les choses que dans le cas très particulier où la pale passe dans le plan perpendiculaire à la vitesse relative de l'autogire. Pour toutes les autres positions, de la pale on a une attaque oblique pouvant aller jusqu'à un dérapage de 90°, ce qui nécessiterait encore des études aérodynamiques spéciales.

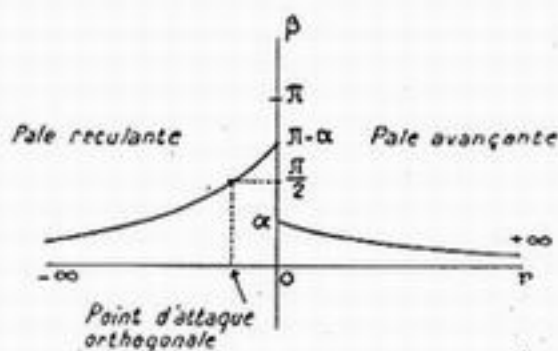


Fig. 10,312.2.

10,313

### Roulement au sol.

Finalement, ce qui compte au point de vue de la portance, ce n'est pas comme dans un avion ordinaire, la vitesse relative (par rapport à l'air) de l'appareil, mais celle de sa voilure. Si celle-ci tourne, l'appareil, fût-il immobile, peut atteindre une portance de vol.

Il en résulte des conséquences importantes pour la conduite au sol de l'autogire, particulièrement aussitôt après l'atterrissage, puisque, en raison de l'inertie du rotor, celui-ci continue à tourner encore un certain temps : l'engin reste alors susceptible d'offrir une grande prise à des rafales et d'être retourné lors du roulement au sol. De nombreux appareils ont été cassés dans ces circonstances.

Un frein de rotor peut d'ailleurs diminuer ces inconvénients. De toute façon, on devra, aussitôt l'appareil atterri, amener la portance à sa valeur minimum en inclinant l'axe de la voilure à fond vers l'avant, et virer rapidement de 90° pour mettre vent de côté le rotor qui se trouve ainsi plaqué au sol par le vent. Le roulement au sol pour retourner au hangar ne doit être entrepris que lorsque la vitesse du rotor est tombée à une valeur suffisamment faible.

10,32

## ARTICULATION DES PALES

10,321

### Équilibre. Stabilité.

10,321.1

Comme nous venons de le voir, le fonctionnement aérodynamique du rotor, symétrique en descente verticale, devient dissymétrique dès que l'appareil est animé d'une vitesse comportant une composante horizontale. Les actions aérodynamiques étant plus grandes du côté de la pale avançante, l'appareil prendrait,

si le rotor était rigidement fixé dans un plan perpendiculaire à son axe, une inclinaison latérale qui engendrerait à son tour un dérapage du même côté.

On pourrait combattre cet effet en diminuant le pas des pales lorsqu'elles avancent et en l'augmentant lorsqu'elles reculent : cette variation cyclique de pas est appelée flottement. La commande même du flottement, qui devrait dépendre de la vitesse d'avancement de l'appareil, serait évidemment assez compliquée.

Un autre inconvénient des pieds de pales encastrés dans le moyeu réside dans le fait des actions gyroscopiques sur le rotor, qui tendraient à dévier tout mouvement angulaire de l'appareil dans un sens perpendiculaire.

10,321.2

Ces deux inconvénients peuvent être évités en employant des pales articulées chacune sur le moyeu autour d'un axe perpendiculaire à la fois à l'envergure de la pale et à l'axe de rotation du moyeu : cet axe d'articulation est appelé axe de battement.

De cette façon, lorsque la pale avance, elle tourne autour de son axe de battement en montant et *vice versa* lorsqu'elle recule. Du fait de cette vitesse verticale, l'incidence effective de la pale diminue lorsqu'elle monte, et augmente lorsqu'elle descend, ce qui réalise automatiquement la compensation souhaitée plus haut. On constate néanmoins qu'avec des axes de battement perpendiculaires à l'envergure des pales, la résultante aérodynamique sur le rotor n'est pas contenue dans le plan de symétrie de l'appareil, mais est inclinée légèrement du côté où les pales reculent : ceci est dû à la prépondérance des forces d'inertie sur les pales par rapport aux forces aérodynamiques.

On peut pallier cet inconvénient par l'un ou l'autre des procédés suivants, qui d'ailleurs ne donnent une compensation totale que pour une vitesse de vol déterminée (on s'arrange pour choisir la vitesse de croisière) :

— soit en inclinant légèrement de construction l'axe du rotor en sens inverse,

— soit en augmentant les effets aérodynamiques, par inclinaison de l'axe de battement par rapport à l'envergure de la pale (au lieu de le laisser perpendiculaire à celle-ci), de telle façon que lorsque la pale se lève, son pas diminue.

Quant aux effets gyroscopiques, dus aux forces de Coriolis sur les pales, qui comme nous l'avons dit provoquent, dans un rotor encastré, une rotation déphasée de  $90^\circ$  par rapport à tout mouvement angulaire occasionnel ou volontaire, l'articulation des pales a pour effet de porter ce déphasage à  $180^\circ$ , de telle sorte que l'axe virtuel du rotor tend à s'incliner en sens inverse de la perturbation, contribuant à stabiliser l'appareil. En effet, si l'on considère une pale balayant le demi-cercle pendant lequel l'effet de Coriolis est d'un sens donné, la résultante de ces effets lorsqu'elle est encastrée est sensiblement localisée au milieu du parcours; lorsque la pale est articulée, ce ne sont plus les efforts qu'il faut considérer, mais les déplacements : ils atteignent leur maximum à la fin (et non plus au milieu) du demi-cercle, c'est-à-dire que le rotor s'incline finalement dans une direction à  $90^\circ$  du cas précédent, donc à  $180^\circ$  de la perturbation, et la résultante aérodynamique fait de même.

10,321.3

Ce qui précède concerne l'articulation « de battement ». Mais on équipe en outre les pales d'autogires d'une articulation « de traînée » perpendiculaire à la précédente, pour tenir compte notamment des deux points suivants :

— dans le mouvement de translation, les efforts de portance ne sont pas seuls à présenter des irrégularités cycliques : il en est de même pour les efforts de traînée, et le remède doit être le même;

— lorsque, par suite du « battement » étudié plus haut, l'axe virtuel du cône des pales ne coïncide plus avec l'axe matériel du moyeu, la vitesse de rotation des pales n'est plus constante tout le long d'un tour <sup>(1)</sup>, et ses à-coups ont besoin d'être absorbés par des oscillations de traînée.

L'ensemble des axes d'articulation constitue donc un véritable cardan, et le seul mouvement des pales qui ne soit pas libre est celui de variation d'incidence (rotation autour de leur axe longitudinal).

10,322

### Vibrations.

L'articulation des pales évite la transmission à l'aérodyne, sous forme de

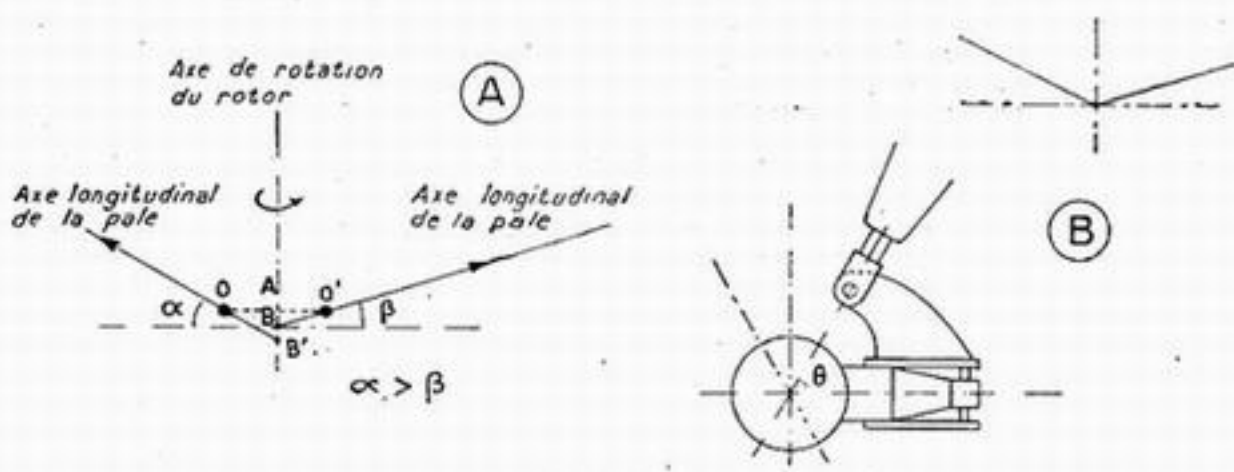


Fig. 10,322.

vibrations, des variations cycliques d'efforts, transformées en battements libres des pales, qui sont évidemment nuls en descente verticale, et d'autant plus grands que la vitesse de translation est plus forte.

Une précaution supplémentaire est d'ailleurs à prendre pour éviter que ces battements n'introduisent aux grandes vitesses des vibrations dues à un moment secondaire, comme cela a été constaté sur les autogires construits jusqu'à présent en France (par exemple Lioré et Olivier C 30 et C 301).

Cette précaution consiste à adopter des axes concourants pour le débattement vertical des pales, au lieu d'axes tangents à un même cercle comme dans le C 301.

En effet, si nous supposons pour la simplicité de la figure un rotor symétrique (par exemple quadripale), on voit sur la figure 10,322 A que lorsque l'inclinaison de deux pales opposées est différente, les points d'intersection B et B' de leurs axes avec celui du rotor ne sont pas confondus. Les efforts qu'elles transmettent ne se composent donc pas en une résultante unique portée par l'axe, mais soumettent celui-ci à un couple périodique qui engendre les vibrations incriminées. Cet effet peut être annulé par l'emploi d'axes concourants dont une réalisation matérielle est indiquée par la figure 10,322 B.

On voit en même temps que, si l'on adopte un angle  $\theta$  différent de  $90^\circ$  cette réalisation présente l'avantage de donner un amortissement aérodynamique supplémentaire des mouvements verticaux des pales, puisque lorsque la pale se relève, son axe, dans un système de référence lié au rotor, décrit un cône et non un plan — et par conséquent son incidence varie. Cet amortissement par axe oblique ressemble à celui que nous avons déjà mentionné en 10,231, à propos des brevets Rouanet-Rey.

(1) Phénomène analogue à ce qui se produit dans la transmission d'une rotation (initialement uniforme) par un arbre brisé comportant un cardan — ou d'une manière générale un joint quelconque non homocinétique.



On sera bien inspiré, en outre, d'installer une suspension élastique du rotor pour absorber les éléments vibratoires d'ordre supérieur qui pourraient subsister.

10,323 Efforts.

10,323.1 Grâce aux articulations, la pale se maintient constamment en position d'équilibre, en s'orientant à chaque instant de manière à donner un moment nul (par rapport à ses axes d'articulation) à l'ensemble des 3 systèmes de forces réparties auxquels elle est soumise : poids, force centrifuge, forces aérodynamiques. Elle n'est alors soumise qu'à une traction dirigée selon la résultante générale de ces trois systèmes, et n'a plus à supporter aucune flexion d'ensemble : tout au plus subsiste-t-il quelques flexions locales, dues notamment à ce que la loi de répartition le long de l'envergure de la pale n'est pas la même pour chacun des 3 systèmes de forces considérés.

En définitive, on charge ainsi la force centrifuge, qui est une force répartie, de maintenir les pales dans le voisinage du plan perpendiculaire à l'axe du moyeu, au lieu de faire remplir ce rôle par un moment d'encastrement localisé, comme dans un avion ordinaire. Le travail des matériaux en traction étant de beaucoup le plus avantageux au point de vue des poids, il en résulte un allègement considérable et une grosse simplification de la structure des pales, qui constitue encore un avantage très appréciable de cette disposition.

10,323.2 L'articulation des pales a encore l'intérêt de procurer gratuitement une bonne limitation automatique des efforts en vol.

En effet, sous l'action des surcharges dues aux rafales ou aux accélérations normales dans les évolutions (ressource, virage serré), les pales se relèvent légèrement, jouant un rôle analogue au dispositif décrit par la fig. 10,202 ou au système Rouanet-Rey (Cf. 10,231) suivant que l'axe de battement est perpendiculaire ou non à l'axe longitudinal (envergure) de la pale. Les réactions élastiques sont ici fournies par la force centrifuge, dont le moment par rapport à l'axe d'articulation augmente, si l'on suppose que la vitesse angulaire du rotor reste constante, avec l'angle  $\gamma$  que fait l'axe de la pale avec le plan perpendiculaire à l'axe du moyeu. Il faut remarquer d'ailleurs que ce moment, qui est proportionnel à  $\sin \gamma \cos \gamma$ , n'augmente pas indéfiniment mais seulement jusqu'à  $\gamma = 45^\circ$  : au delà de cette valeur, le système devient instable et tend à se refermer complètement.

10,33 *FORMULE GÉNÉRALE*

10,331 Atterrisseur.

Puisque, par rapport à l'avion, l'empennage subsiste et pas la voilure principale, l'atterrisseur tricycle paraît s'imposer absolument pour diminuer les résistances passives. La solution genre SE. 100 (Cf. 1,532.2) avec escamotage dans les dérives semble la plus rationnelle. C'est celle qui a été retenue dans l'autogire prototype SE. 700.

10,332 Moteur central.

Les autogires prototypes Pitcairn P. 36 et SE. 700 comportent tous deux un moteur central, c'est-à-dire situé à l'arrière des passagers et sensiblement à l'aplomb du rotor.

Les avantages de cette formule sont les suivants :

— La visibilité vers l'avant et vers le bas est très améliorée pour le pilote qui se trouve reporté vers l'avant. Ce point est important pour les descentes verticales. De plus, le mât-support du rotor disparaît du champ de visibilité du pilote.

— Pour le lancement du rotor, le moteur étant situé directement sous celui-ci, l'attaque oblique, jusqu'ici prévue, est remplacée par une attaque orthogonale plus facile à réaliser. Et surtout, la prise de mouvement se trouvant à l'avant du moteur, à l'endroit normal du moyeu d'hélice, on n'a plus besoin de réaliser des moteurs spéciaux avec prise de mouvement arrière.

— L'escamotage de la roue avant est facilité dans le cas de l'atterrisseur tricycle (à noter d'ailleurs que le Pitcairn, contre toute logique semble-t-il, n'est pas tricycle).

Cette formule n'est pas cependant sans inconvénients, en particulier si le moteur est à refroidissement par air. Sur le SE. 700 par exemple, un refroidissement artificiel a dû être prévu au moyen d'un moulinet commandé par une prise de mouvement à l'arrière du moteur, créant une circulation forcée de l'air de refroidissement pour les cas où la vitesse relative de l'appareil est trop faible pour susciter elle-même cette circulation.

## 0,34 DÉCOLLAGE VERTICAL

0,340 L'autogire qui atterrit très court et même sans rouler, mais qui a besoin pour décoller d'autant de place qu'un avion peu chargé au mètre carré, manque d'homogénéité dans ses performances, d'où l'intérêt fondamental du décollage vertical.

Il faut bien s'entendre sur ce terme, qui est ambigu et souvent mal compris. Avec son sens plein, il signifierait la possibilité d'une trajectoire de départ vraiment verticale, prolongée aussi haut que l'on voudrait — c'est-à-dire un fonctionnement en hélicoptère.

Si l'on veut rester dans la formule autogire, on peut se proposer de résoudre partiellement le problème au moyen d'un fonctionnement de durée limitée, reposant sur une accumulation d'énergie. On peut ainsi, en consommant cette réserve et sans chercher à la renouveler en vol, exécuter un « bond » limité à quelques mètres de hauteur, qui ne suffit pas pour sauter des obstacles sérieux mais offre tout de même un intérêt puissant, car il élimine toute préparation ou nivellement du terrain, sur lequel on n'aura plus à rouler, le décollage se faisant « sur cales ».

Nous allons dire un mot de ces deux ordres de perfectionnements, qui supposent l'un et l'autre des variations *commandées* de l'incidence des pales.

### 0,341 Décollage par bond ou décollage direct.

L'autogire « sauteur » peut être obtenu en lançant le rotor en survitesse à l'incidence du minimum de traînée, de façon à emmagasiner le maximum d'énergie cinétique, celle-ci étant restituée lors du débrayage du rotor en augmentant brusquement l'incidence des pales, ce qui permet d'obtenir un effet de sustentation temporaire nettement supérieur au poids de l'appareil. Celui-ci fait donc un bon vertical qui est, dans l'état actuel de la technique, d'environ 3 à 5 mètres, à la suite duquel il part en vol horizontal sous l'effet de sa traction d'hélice en fonctionnant comme un autogire normal.

Il faut noter un avantage secondaire mais réel de ce dispositif : au lancement le rotor étant à incidence faible, l'appareil n'est pas délesté et adhère mieux au sol. Avec les voilures à incidence fixe on était quelquefois limité dans la vitesse de lancement par une amorce de rotation de l'appareil en sens inverse, inconvénient

dont la disparition est particulièrement opportune pour le décollage vertical, qui exige une grande survitesse au lancement.

Pour accroître l'énergie cinétique emmagasinée pendant le lancement, on étudie divers moyens d'augmenter l'inertie du rotor sans nuire à sa souplesse : par exemple, remplissage du tube-longeron de pale avec une « charge » telle que du sable ou de la résine — voire même ultérieurement de la limaille métallique ou de la grenaille de plomb, si cela se révèle opportun, car il faut éviter d'autre part de fatiguer exagérément en vol les attaches de pales sous l'effet de la force centrifuge qui est considérable.

Un premier autogire sauteur expérimental, réalisé avec deux incidences seulement (incidence minimum pour le lancement et incidence forte pour le saut et le vol), a présenté des inconvénients en vol, l'appareil étant difficilement pilotable. Comme nous l'avons vu en 10,312, un excès d'incidence des pales entraîne en effet un freinage du rotor et un ralentissement de l'autorotation : de plus, la force centrifuge diminuant avec le régime, les battements des pales s'amplifient et donnent dans le manche des vibrations importantes — surtout avec les anciens moyeux de rotors à axes non concourants. C'est pourquoi on a été conduit à réaliser le retour automatique du rotor après le saut à une troisième incidence qui est celle habituelle du vol normal.

Si l'on réalise la commande continue de l'incidence des pales, on pourra également ramener celles-ci à l'incidence nulle et même à une incidence négative aussitôt après l'atterrissage et éviter ainsi les ennuis lors du roulement au sol, qui ont été signalés en 10,313.

#### 10,342 Transformation en hélicoptère.

Comme nous l'avons dit, on a mis à l'étude la transformation momentanée de l'autogire en hélicoptère pour effectuer la première montée, l'appareil redevenant un autogire, par débrayage du rotor, pour le vol de croisière. Nous y reviendrons en 10,412.5 après avoir vu en 10,401 la condition qui doit être remplie pour la compensation du couple d'entraînement du rotor.

### 10,35 *DESCRIPTIONS D'AUTOGIRES EXISTANTS*

#### 10,351 Lioré et Olivier C. 301.

10,351.1 Donnons, à titre purement documentaire, quelques caractéristiques de l'autogire Lioré et Olivier C. 301 qui a été construit en France en petite série.

Cet appareil est un biplace en tandem à conduite extérieure, d'instruction et d'observation. Son poids total est de 890 kgs, son moteur est un Salmson 9 Ne de 175 CV, spécial, car il doit comporter une prise de mouvement à l'arrière du moteur pour l'entraînement du rotor. Le diamètre de la voilure est de 11,30 m. (profil Göttingen 606).

Il est intéressant de noter la légèreté de la formule : l'ensemble de la voilure tournante, de son pylône et de ses commandes pèse 140 kgs — contre 200 kgs par exemple pour la voilure fixe du Morane 315, qui, étant un des appareils les moins chargés au m<sup>2</sup> est un terme de comparaison convenable. Encore faut-il rappeler que la surface balayée par la voilure tournante de l'autogire est de 100 m<sup>2</sup>, contre 21,6 m<sup>2</sup> de surface fixe pour le Morane 315 qui pèse 991 kgs.



0,351.2

La voilure tournante est constituée par une tête de rotor et trois pales, suffisamment définies respectivement par les figures 10,351.2 A et B.

Les vitesses circonférentielles élevées obtenues aux extrémités (environ 400 km/heure pour 200 tours-minute) ont amené des détériorations graves par les intempéries (grêle et même pluie). L'étude faite à ce sujet conduisit succes-

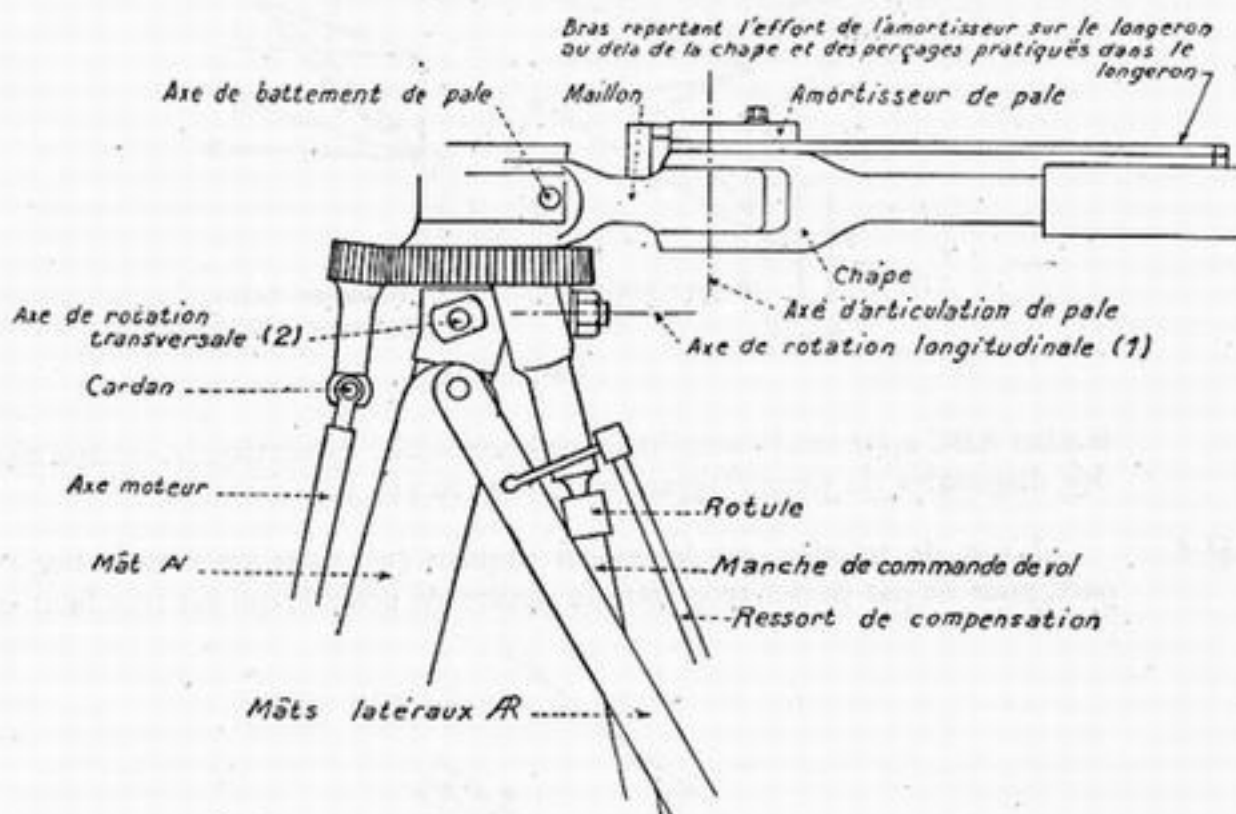


Fig. 10,351.2 A.  
Pylône et tête de rotor C 30. C 301.

sivement à l'essai d'un revêtement antiabrasif en caoutchouc, abandonné par suite du manque d'adhérence, de vernis spéciaux de protection qui présentaient l'inconvénient d'obliger à la réfection périodique du vernis, d'une protection par

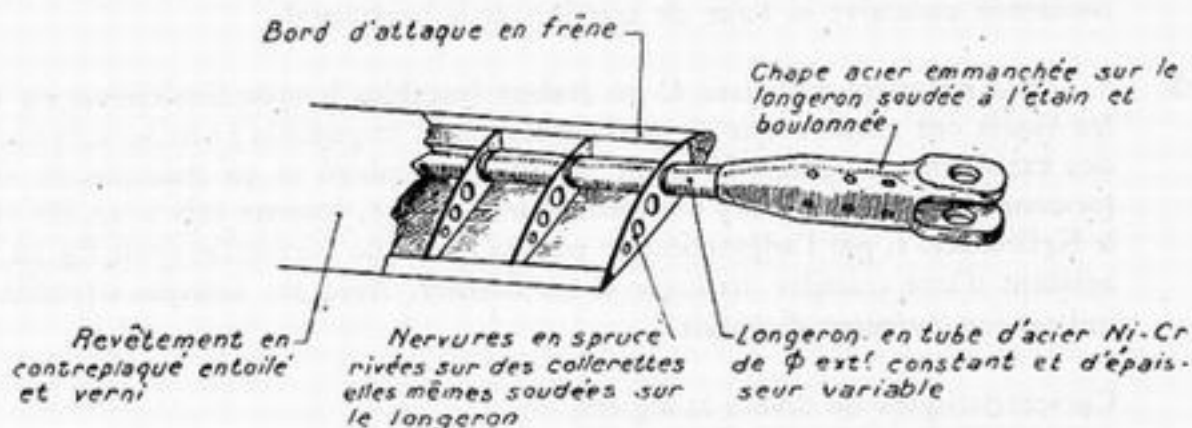


Fig. 10,351.2 B.  
Pale d'autogire C 30. C. 301.

collage d'une couche de rhodoïd. Pour le SE 700, on a envisagé une couche protectrice en bakélite, ou une extrémité de pale en alliage de magnésium coulé.

10,351.3

L'atterrisseur pose un problème particulier dans le cas de l'atterrissage vertical sans roulement. Dans cette opération en effet, les atterrisseurs de formule classique donnent un fort ripage des pneumatiques (1) qui risque de les détériorer, d'autant plus qu'ils roulent très peu ou pas du tout. On est donc passé de l'ancien train tétraédrique à un nouveau train à parallélogramme articulé, dans lequel

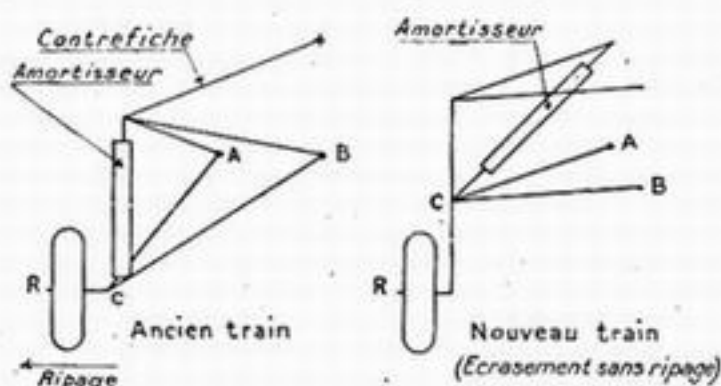


Fig. 10,351.3.

le plan ABC a été rendu sensiblement horizontal : l'amortisseur occupe alors une des diagonales du parallélogramme (v. fig. 10,351.3).

10,351.4

L'axe de traction est fortement piqueur ( $5^{\circ}$ ) dans un double but : d'une part, pour ne pas passer trop loin du centre de gravité, qui est très haut sur cet

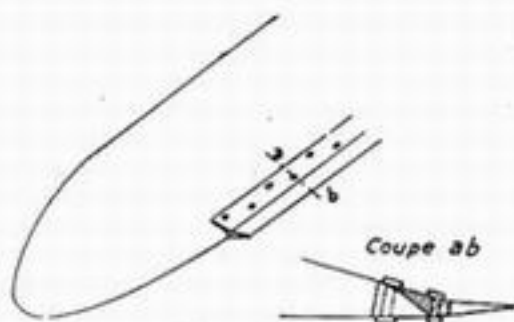


Fig. 10,351.5.

appareil; d'autre part, en raison du fait que la voilure tournante défléchit fortement le courant d'air de l'hélice, qui arriverait sur l'empennage avec une incidence excessive si l'axe de traction était horizontal.

10,351.5

Les premiers autogires C 30 étaient instables longitudinalement en vol, et les essais ont montré que ce phénomène était imputable à une torsion excessive des extrémités de pales. Il tenait au profil employé et au manque de rigidité torsionnelle des pales. On y a remédié sur le C 301, comme cela avait été fait sur le Kellett KD 1, par l'adjonction de petites lames de correction (voir fig. 10,351.5) agissant d'une manière analogue à un flettner. Avec les nouveaux profils à  $C_{m_0}$  nul cet inconvénient disparaît.

10,352

### Caractéristiques de divers autogires.

Le tableau ci-après donne, à titre d'information, les caractéristiques de quelques autogires français et américains réalisés jusqu'à présent.

(1) Dû à l'élargissement notable de la voie lors de l'écrasement.

Désignation	LeO C. 30	LeO C. 301	Kellett KD 1 (1)	Pitcairn P. 36	S. E. 700 1
Date de vol du 1 <sup>er</sup> appareil	1934	1936	1938 ?	1940	1945
Utilisation .....	Militaire observation	Militaire observation	Militaire	Civil	Civil
Type .....	Biplace conduite extérieure	Biplace conduite extérieure	Biplace conduite intérieure	Limousine biplace côte à côte	Limousine triplace Un pilote avant 2 passagers côte à côte
Moteur .....	Salmson 9 Ne 175 CV	Salmson 9 Ne de 175 CV	Jacob LLMA 225 CV	Warner 175 CV, situé au milieu de la cabine à l'aplomb du ro- tor (7 cyl. en étoile) refroidi par soufflerie.	Renault 6 Q 01 de 220 CV ou Béarn 6 D de 350 CV situé au milieu de la ca- bine. Refroidi par souffle- rie.
Poids total .....	890 kgs	890 kgs	1020 kgs	?	1400 kgs
Vitesse maximum... (en km/h)	190	190	?	?	220 (Renault 6 Q) 290 (Béarn 6 D)
Rotor .....	Tripale diamètre 11 <sup>m</sup> 300 supporté par 4 mâts.	Tripale diamètre 11 <sup>m</sup> 300 suppor- té par 3 mâts.	Tripale diamètre 12 <sup>m</sup> 20 supporté par monomât.	Supporté par monomât.	Tripale diamètre 12 <sup>m</sup> 50 supporté par monomât.
Fales .....	Longeron tube acier Ni Cr (épaisseur variable). Ner- vures bois. Revêtement contreplaqué. Volets d'ex- trémité.	Comme C. 30	Longeron en tu- be acier, revê- tement contre- plaqué.	?	Structure dural. Revêtement toile
Train .....	Amortisseur vertical, roue de queue directrice.	Amortisseur diagonal, roue de queue direc- trice.	Amortisseur ver- tical, roue de queue directrice	Roues AV sup- portées par lon- geron transver- sal spécial.	Train tricycle roue avant directrice.
Empennages .....	Dérives médianes, dorsale et ventrale + dérives laté- rales à partie inférieure verti- cale et supérieure inclinée. Pas de gouvernail. Profils retournés d'un côté à l'autre des empennages.	Empennage hori- zontal médian par rapport à la dérive avec diè- dre accentué Gouvernail de direction	Bidérives ellipti- ques situées sous le plan fixe.	Dérive dorsale + 2 dérives laté- rales elliptiques inclinées. Gou- verne de direc- tion.	Bidérive elliptique rec- vant les roues du train.

(1) Le Kellett KD 1 transformé en monoplace a été utilisé pour le transport du courrier de l'Aérodrome à l'Hôtel des Postes de Philadelphie sous la dénomination KD 1 S.

## 10,4 - HÉLICOPTÈRES

### GÉNÉRALITÉS

Le but poursuivi par les hélicoptères est de se mouvoir dans tous les sens possibles, et notamment de se déplacer verticalement en montée et en descente, de se déplacer en translation en avant, en arrière, sur le côté, de pivoter sur place ou de s'arrêter en l'air, sans mouvement vertical ni horizontal.

Pour voler au point fixe il faut que les surfaces sustentatrices puissent avoir



un mouvement relatif par rapport à l'air, même lorsque le fuselage reste immobile : elles doivent donc être mobiles par rapport au fuselage. Le mouvement le plus facile à réaliser à cet égard est un mouvement continu, par conséquent une rotation : d'où l'introduction des hélices sustentatrices ou voilures tournantes, qui sont la caractéristique essentielle des hélicoptères.

M. Bréguet a fait remarquer à juste titre que l'hélicoptère est à l'oiseau ce que les véhicules à roues sont à la locomotion pédestre ou à la traction animale : c'est la forme mécanique qu'on peut réaliser le plus aisément pour obtenir un mouvement relatif, qui est alors continu, tandis que la forme préférée par la nature est plutôt le mouvement alternatif.

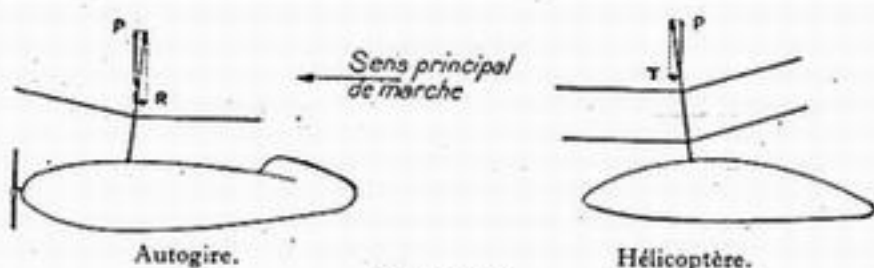


Fig. 10.40.

est plutôt le mouvement alternatif.

Les travaux de recherches sur les hélicoptères — et même les premiers résultats positifs — ne sont pas, comme on pourrait le croire

par le stade peu avancé qu'ils ont atteint aujourd'hui, postérieurs aux étapes correspondantes des avions ordinaires, mais sensiblement contemporains. Leur développement a seulement été beaucoup plus lent.

Notons dès à présent une première différence d'allure entre l'hélicoptère et l'autogire. Tandis que ce dernier, qui est pourvu d'une hélice tractive, vole avec un axe de rotor incliné vers l'arrière (rotor résistant, la source de traction étant ailleurs), dans l'hélicoptère, qui n'a pas d'autre moyen de propulsion, l'axe des rotors est au contraire incliné vers l'avant pour que la résultante générale des efforts aérodynamiques ait une composante horizontale dirigée dans le sens où l'on désire avancer, pour vaincre les résistances passives (v. fig. 10,40).

10,401

### Puissance.

La voilure tournante peut être mue par un moteur fixe situé dans le fuselage, elle peut aussi être auto-propulsive, c'est-à-dire mue par une puissance développée au sein même de l'ensemble tournant.

10,401.1

Dans le premier cas, le principe d'égalité de l'action et de la réaction fait que le fuselage est le siège d'un couple de réaction qui doit nécessairement être compensé d'une manière quelconque si l'on veut éviter que le fuselage ne se mette à tourner en sens inverse de la voilure. On n'a pas ici, comme pour le couple d'hélice d'un avion, la ressource des actions aérodynamiques sur le reste du planeur, puisque cette compensation doit être assurée *même au point fixe*, lorsque la vitesse relative est nulle. Nous verrons plus loin que la solution la plus couramment adoptée pour cette compensation est le montage de deux rotors tournant en sens inverse. L'autogire, lui, n'a besoin que d'un seul rotor parce qu'aucune action n'est exercée du fuselage pour entraîner sa rotation : il est bien auto-propulsif à sa façon.

D'autre part, la transmission de la puissance du fuselage aux voilures tournantes, qui sont déjà, comme nous le verrons plus loin, généralement articulées de façon complexe et manœuvrées par des commandes délicates, entraîne toujours des complications mécaniques plus ou moins considérables et par conséquent une insécurité supplémentaire, les risques étant plus ou moins graves suivant qu'en

cas de panne la voilure peut, ou non, être débrayée et fonctionner en autogire <sup>(1)</sup>, et dans l'affirmative, selon que la panne dont il s'agit risque de bloquer sa rotation ou non (grippages, coincements, etc...).

10,401.2

Dans le cas d'une voilure auto-propulsive, la difficulté change de nature : elle se porte sur les moyens d'assurer l'auto-propulsion. Il faut noter d'ailleurs que, si cette solution remédie à la question du couple de réaction, elle ne remédie pas entièrement aux difficultés de transmission. En effet, elle fait bien disparaître le problème de la transmission de puissance, mais elle complique celui des commandes en augmentant leur nombre, puisque l'ensemble tournant doit être commandé ou « piloté » non seulement au point de vue aérodynamique (incidences, etc.) mais aussi au point de vue puissance. Or, quoiqu'elle soit dispensée des questions délicates de résistance et de vibrations que pose la transmission lointaine de couples élevés, la réalisation de telles commandes n'en est pas moins mécaniquement très compliquée.

10,402

Stabilité. — Maniabilité.

10,402.1

Le problème de la stabilité de l'hélicoptère prend toute son acuité au point fixe, car alors, comme il n'y a pas de vent relatif, aucune force stabilisante ne peut venir d'une partie du planeur autre que la voilure tournante.

Lorsque celle-ci est rigide et encastrée perpendiculairement à son axe de rotation, la réaction aérodynamique qu'elle engendre garde une direction fixe par rapport à l'appareil, et sous l'effet d'une rafale l'ensemble bascule solidairement, sans qu'il en résulte aucun déplacement de cette réaction par rapport au centre de gravité, donc aucun moment redresseur.

Au contraire, lorsque les pales sont articulées d'une manière analogue à celle dont nous avons parlé en 10,32 à propos de l'autogire, le plan de la voilure tournante peut prendre, par exemple sous l'effet d'une rafale, un certain basculement relatif par rapport à l'appareil : il en résulte que, si l'on suppose que la résultante aérodynamique conserve une direction fixe par rapport au rotor et s'incline avec lui, cette résultante ne passe plus par le centre de gravité mais par un point fixe qui est le point focal du rotor. Son inclinaison provoque un amortissement du mouvement perturbé.

De plus, dans le vol avec translation, le battement vers le haut se produit avec un déphasage analogue à celui mentionné en 10,321.2 pour les mouvements dus à l'accélération de Coriolis : le maximum est atteint lorsque la pale avançante se trouve non pas dans la position « plein travers » (maximum de l'effort) mais sensiblement dans la position avant (maximum du déplacement) d'où un effet cabreur sur le rotor. L'amplitude du mouvement étant fonction croissante de la vitesse de translation, on voit qu'il en résulte une action stabilisatrice, puisque si la vitesse augmente (couple piqueur dû à une rafale) le moment cabreur en question tend à augmenter l'incidence d'ensemble, et donc à ramener la vitesse à sa valeur initiale. Cette action s'ajoute à l'action gyroscopique déjà analysée en 10,321.2.

10,402.2

Le rotor rigide conserve cependant des avantages appréciables, dont l'un des principaux est de rendre l'appareil beaucoup moins sensible aux variations de centrage, puisqu'on peut alors décaler aisément la résultante aérodynamique de portance par rapport à l'axe de rotation du rotor, chose évidemment impossible

(1) Il faut considérer d'ailleurs cette possibilité comme une obligation absolue au point de vue sécurité. Elle impose un changement brusque de pas, le pas d'hélicoptère étant trop grand pour l'autorotation (Cf. 10,311.2).

lorsque les pales sont articulées : dans ce cas en effet, si l'appareil ne comporte qu'un seul rotor, ou deux rotors coaxiaux, il doit être à assez faible distance de l'axe, ce qui introduit d'importantes sujétions d'emploi. De plus, les pales rigides sont exemptes (sauf leur élasticité propre) des battements verticaux, qui peuvent dans certains cas prendre de grandes amplitudes et causer des accidents dans la traversée critique des faibles régimes de rotation, à la mise en route ou lors de l'arrêt, et qui imposent des écartements beaucoup plus grands aux rotors coaxiaux. Les contreparties résident d'une part dans les moments fléchissants qui imposent une structure plus lourde, et dont les variations cycliques engendrent des efforts alternés pour lesquels les pièces doivent être soigneusement calculées et essayées à la fatigue — et d'autre part dans les effets gyroscopiques sur les voilures.

10,402.3

Les commandes de vol agissent généralement sur les rotors par réglage cyclique de l'incidence, variable tout le long d'un tour de la pale. On ajoute une commande générale du pas.

10,403

#### Dimensionnement. Performances.

L'hélicoptère est d'abord conditionné par la nécessité de pouvoir descendre et atterrir sans danger en autogire en cas de panne de moteur. En première approximation, la vitesse verticale de descente est donnée, pour un rotor unique fonctionnant en autogire, par l'expression :

$$V_z \text{ (en mètres/sec.)} = 2,75 \sqrt{\frac{P \text{ (en Kg)}}{S \text{ (en m}^2\text{)}}$$

en appelant  $S$  la surface du disque balayé par les pales, soit  $\pi R^2$  si l'on désigne par  $R$  le rayon du rotor. Pour limiter  $V_z$  à une valeur acceptable (de l'ordre de 10 m/s) on ne doit donc pas, dans l'état présent de la technique, charger un rotor au delà de 12 à 15 kg par mètre carré de surface balayée. Lorsqu'on a besoin d'augmenter le poids total on se trouve donc conduit à multiplier le nombre des rotors.

On peut aussi rapporter la charge alaire non plus au disque balayé  $S$ , mais à la surface effective des pales  $s$ , en introduisant le rapport  $\sigma = \frac{s}{S}$ , souvent appelé « solidité ». Nous verrons tout à l'heure qu'on a intérêt à rendre  $\sigma$  aussi petit que possible; toutefois il est difficile actuellement de descendre au-dessous de 0,02.

La vitesse de rotation  $\omega$  et le rayon  $R$  du rotor sont liés à  $\sigma$  par la relation empirique suivante :

$$\omega R \text{ (en mètres)} = 9 \sqrt{\frac{P \text{ (en kg)}}{s \text{ (en m}^2\text{)}}$$

Suivant les réalisations,  $\frac{P}{s}$  varie pratiquement entre 200 et 550 kg/m<sup>2</sup>; la vitesse linéaire en bout de pale, sans mouvement de translation de l'appareil, varie donc de 125 à 210 m/sec.

Les performances ascensionnelles d'un hélicoptère varient fortement selon qu'on exécute une montée en hélicoptère pur, c'est-à-dire suivant une trajectoire verticale, ou une montée en « avion » c'est-à-dire sous faible pente. Le plafond est notablement moins élevé dans le premier cas que dans le second. Le poids décollé par cheval  $P/W$  est, dans l'état actuel de la technique, de l'ordre de 8 à 14 kg/CV.

En ce qui concerne les poids de construction, bornons-nous à signaler que le poids du rotor est en première approximation proportionnel à  $R^2$ , comme le poids décollé, dont il est par conséquent une fraction sensiblement constante pour un état donné de la technique. Actuellement cette fraction est de l'ordre de 10 %.



10,404 Refroidissement des moteurs.

Pour la réalisation de ces engins, l'installation du groupe motopropulseur pose des problèmes délicats de refroidissement puisqu'il n'y a plus de vent relatif. On est obligé d'installer à bord une soufflante pour refroidir le moteur : le problème devient analogue à celui des voitures automobiles, mais il est fortement compliqué par la puissance plus élevée des moteurs.

10,41 *HÉLICOPTÈRES A MOTEURS FIXES*10,411 Compensation par deux rotors contrariés.

411.0 Notons ici qu'en dehors des avantages de principe déjà signalés, cette disposition présente encore celui de réaliser la symétrie complète des actions aérodynamiques.

Les effets aérodynamiques sur les pales restent fortement variables selon leur position en rotation, mais tandis qu'avec un rotor unique la direction de la résultante aérodynamique varie sans cesse (ce qui, entre autres effets, influe sur l'équilibre latéral de l'appareil), la symétrie des deux rotors localise cette résultante variable dans le plan de symétrie. L'inclinaison latérale de l'axe de rotation, dont nous avons parlé en 10,320, n'est plus ici nécessaire.

Ce principe a été appliqué dès les origines. C'est ainsi que le premier modèle réduit d'hélicoptère qui ait jamais volé a été réalisé en 1784 par les Français Launoy et Bienvenu avec deux petits rotors quadripales superposés tournant en sens inverse, l'énergie étant fournie par l'élasticité d'un arc bandé entre les deux. Les deux premiers hélicoptères qui aient décollé avec pilote à bord (en 1907) ont été l'hélicoptère Cornu, à deux rotors juxtaposés monoplans bipales, tournant en sens inverses, et le premier gyroplane Bréguet, à quatre rotors juxtaposés quadripales biplans, contrariés deux à deux, et qui détient probablement avec l'hélicoptère Pescara le record du nombre de plans tournants.

10,411.1 Il y a plusieurs façons de disposer des rotors tournant en sens inverse. On peut les monter tous les deux sur le même axe de rotation (rotors coaxiaux ou superposés) ou sur deux axes écartés l'un de l'autre (rotors juxtaposés), et dans ce



Fig. 10.411.1. Hélicoptère Focke-Wulf 111.  
(à l'avant, un moulinet pour le refroidissement du moteur, qui ne joue en aucune façon le rôle d'hélice tractive comme dans l'autogire).

deuxième cas, on peut les disposer latéralement de part et d'autre du plan de symétrie de l'appareil (rotors dits « côte-à-côte » — exemple hélicoptère Focke-Wulf 161, voir fig. 10,411.1), ou bien l'un à l'avant et l'autre à l'arrière, ces termes étant entendus par rapport au sens de marche « principal » de l'appareil (rotors dits « en tandem »).

L'écartement entre les deux têtes de rotor peut d'ailleurs varier d'une distance supérieure à la somme des rayons à une distance très petite dans le cas des voilures dites « engrenantes » dans lesquelles les axes de rotation, tout proches, sont concourants pour donner une légère inclinaison des plans des rotors l'un par rapport à l'autre, et un asservissement rigoureux par engrenages assure le passage alternativement d'une des pales de chacun des rotors à travers le plan de l'autre.

10,411.2

Les rotors coaxiaux, à première vue plus légers puisqu'il n'y a qu'un axe de rotation, sont en réalité moins avantageux pour plusieurs raisons :

— moins bon rendement aérodynamique puisque l'ensemble se comporte pratiquement comme un seul « disque » avec un rapport  $\sigma = \frac{S}{S}$  plus élevé (ce qui est fâcheux) d'où nécessité de construire les pales aussi étroites que possible, mais alors on doit les réaliser plus lourdes pour leur conserver une robustesse suffisante;

— grande susceptibilité aux variations de centrage, surtout lorsque les pales sont articulées, comme on l'a vu en 10,402.2, alors que même dans ce cas une grande latitude reste permise, non pas par deux rotors côte-à-côte (qui à ce point de vue ne valent pas mieux que les rotors coaxiaux) mais par deux rotors en tandem, qui à cet égard constituent la meilleure disposition;

— difficulté de réalisation mécanique pour les commandes du rotor supérieur.

Les voilures engrenantes participent aux inconvénients ci-dessus signalés, dans la proportion même où leurs disques de rotor se recouvrent.

On trouvera des exemples de ces diverses dispositions dans le tableau comparatif d'ensemble donné ci-après en 10,413.

10,412

### Autres modes de compensation.

10,412.1

L'hélicoptère *Asboth* comportait un rotor unique, qui était une hélice rigide en bois, et la compensation du couple était obtenue au point fixe en recevant le souffle vertical défléchi par cette hélice sur des gouvernails de manœuvre disposés au-dessous et orientables pour provoquer tous les mouvements nécessaires. Cette formule, qui peut permettre des vols expérimentaux, n'est pas susceptible d'avenir, par suite de la médiocre silhouette aérodynamique à laquelle elle conduit nécessairement.

L'hélicoptère *Florine* faisait appel pour compenser le couple à deux rotors juxtaposés (en tandem) qu'il n'employait pas à la manière courante en inversant leurs sens de rotation, mais d'une manière assez originale : les axes de rotation étaient inclinés de construction, de part et d'autre du plan vertical passant par leur perpendiculaire commune : ainsi les composantes horizontales des résultantes aérodynamiques étaient orientées l'une vers la droite, l'autre vers la gauche et constituaient un couple opposé au couple d'entraînement des deux rotors, qui avaient même sens de rotation.

10,412.2

Un certain nombre d'appareils anciens faisaient appel à des rotors multiples. L'hélicoptère *Œhmichen* <sup>(1)</sup> par exemple ne comportait pas moins de 12 rotors ou hélices diverses, sustentatrices, propulsives ou directrices, ce qui engendrait une extrême complication mécanique.

(1) Nous parlons ici de l'appareil initial, qui était un hélicoptère proprement dit, et non de l'hélicostat, appareil ultérieur hybride dans lequel la stabilisation était recherchée artificiellement par l'adjonction d'un ballon qui rendait l'appareil impropre à toute utilisation aérienne.

10,412.3

Nous nous étendrons un peu plus sur l'hélicoptère américain Vought-Sikorsky, qui a effectué ses premiers vols en 1940.

La première version de cet appareil correspondait à un appareil-laboratoire expérimental équipé d'un moteur de 75 CV, et comportait un seul rotor principal de sustentation et trois rotors annexes de stabilisation ou de manœuvre. La figure 10,412.3 donne un aperçu très schématique de sa disposition d'ensemble. Le rotor principal permettait la montée et la descente par variation de pas, et la propulsion éventuelle par inclinaison d'axe. Hors de son souffle, à l'arrière de l'appareil, un pylône à deux branches portait deux petits rotors d'axe vertical dont

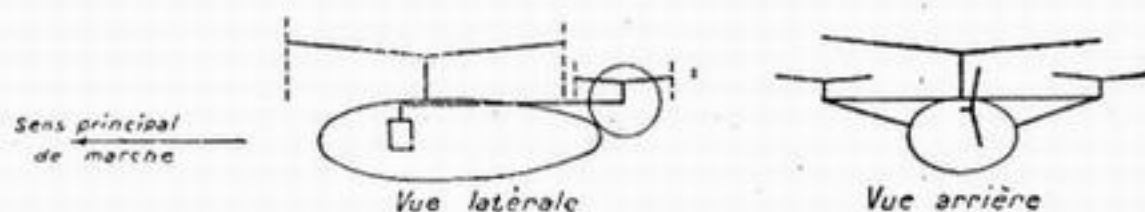


Fig. 10,412.3.

Schéma de l'hélicoptère Vought-Sikorsky (1<sup>re</sup> version).

l'action simultanée contrôlait le tangage et l'action différentielle le roulis. Un troisième rotor secondaire, d'axe horizontal, assurait la compensation des couples de rotation des rotors précédents et la direction.

Le diamètre du rotor principal était de 8 m 50, celui des rotors auxiliaires de 2 m. Le poids total en vol était de 520 kg, soit une charge au CV de 6,9 kg/CV.

En cas de panne de moteur le rotor principal travaillait en autogire : comme tous les entraînements des rotors étaient reliés mécaniquement les uns aux autres, toutes les commandes gardaient alors leur efficacité.

Dans la version définitive, on a éliminé les rotors de manœuvre à axes verticaux — la commande de l'hélice sustentatrice, techniquement indispensable pour les raisons théoriques que nous avons vues, s'étant révélée suffisante avec celle du rotor vertical auxiliaire. Il va sans dire que le « profilage » aérodynamique de l'ensemble n'a pu qu'en bénéficier, et l'appareil de 1943, au lieu d'avoir l'air comme le premier d'un ramassis de tubes, ressemble à un autogire, dont l'empennage serait remplacé par un petit rotor d'axe horizontal.

10,412.4

Pour la transformation de l'autogire en hélicoptère (Cf. 10,342) la compensation du couple d'entraînement du rotor, celui-ci restant unique et consacré seulement à la sustentation, pourrait se faire par dédoublement de la traction d'hélice. Au lieu d'une seule hélice tractive à l'avant, on entraînerait par des renvois d'angle deux hélices latérales, situées de part et d'autre du fuselage, et dont es pas, susceptibles d'être commandés différentiellement, permettraient de compenser le couple d'entraînement du rotor, avec toutes les nuances que pourraient comporter ses variations — et serviraient aussi à commander un effet de direction, ou de pivotement sur place au point fixe.

10,413

Tableau de caractéristiques d'hélicoptères.

Le tableau ci-après donne les caractéristiques d'un certain nombre d'hélicoptères français ou étrangers choisis parmi les types les plus divers.



TABLEAU DE CARACTÉRISTIQUES D'HÉLICOPTÈRES

DÉSIGNATION	ROTORIS PRINCIPAUX			PALES		COMPENSATION COUPLE MOTEUR	MOTEURS		Charge utile (3)	P: kg	P <sub>1</sub> /S (3)	P <sub>2</sub> /S	P <sub>3</sub> /W	Plat. d en vol vertical sans effet de sol (m)	Plat. optimum en montée oblique (m)	V. max. (km/h)	Observations		
	Disposition	0 (en m.)	Vir. rot. (t. m.)	Nombre par rotor	Surface totale (m <sup>2</sup> )		Attaque (1)	Nombre										Type	Puissance unit. W.
FRANÇAIS																			
Gyroplane Bréguet GY (1933)	coaxiaux	16,4	114	2	13	A	1	Hispano 9 Q	350	300	9,2	150	5,6	1000	4000	120			
Gyroplane SFG type G. 20...	coaxiaux	15,4 et 13	180 et 240	3	21,57	A	2	Renault 6 Q	220	2000	10,7	92,8	4,55	4500	6500	250			
Gyroplane Bréguet G. 11 E. (projet)	coaxiaux	8	240	3	5,70	A	1	Potez 9 E	245	1200	23,8	210,5	4,9	2700	4250	250			
Centre 2.001 (projet)	engrenants	13,5	300	2	9,88	A	1	Renault 12 S	450	2160	13,4	219	4,8	3000	6000				
Nord 1.700 (projet)		10	300	2	2,5	A	1	Mathis G 7	175	750	9,5	300	4,3	1000	3000				
ALLEMANDS																			
Focke Wulf 61	côte à côte	7,5	260	3	6,6	A	1	Siemens type 14	160	950	10,7	144	5,9	500	3427	123			
Focke Achgelis 223	côte à côte	12	260	3	14,4	A	1	Bramo "Fafnir"	800-1000	650-1150									
Focke Achgelis 284	côte à côte	18	260	3	6,78	A	2	B. M. W. 801	1480-1700	3000-7000	16,3	264	4,6	3000	7100	182	4,6 en vol nor à 3700 kg à 17000 kg		
Flettner 282	engrenants	12	260	2	6,78	A	1	SH. 14 A	150	1000	31,4	293	4,7	1000	4000(?)		4,7 en surch. à 16000 kg		
AMÉRICAINS																			
Sikorsky R. 4		11,59	241	3	5,73	A	1	Wright	182	246	11,0	203	6,5	0	3325	133			
R. 5		14,04	194	3	9,13	A	1	Pratt et W.	450	505	12,2	218	5,0	610	4635	170			
R. 6		11,59	253	3	5,73	A	1	Franklin	242	260	11,3	209	5,0	0	5180	154			
Kellett XR. 8	engrenants	10,98	248	3	7,76	A	2	Franklin	242	298	12,4	172	5,6	610	3050	161			
Bell 30		10,06	248	2	2,8	A	1	Franklin	140	700	8,8	250	5,0			160			
Bell 42		14,48	327	2	8,95	A	1	P. et W.	450	650	13,2	293	4,8	1097	4575	270			
Hille-Copter	coaxiaux	7,62	327	2	7,05	R	2	Franklin	90	2400	16,6	352	5,4	?	4270	161			
Platt-LePage XR. 1. A	côte à côte	9,01	327	3	7,05	A	2	P. et W.	450	522						170			
Landgraf	engrenants	4,88	485	3		R	2	Pobjoy	85										
ANGLAIS																			
Weir W. 5 (experimental)	côte à côte	4,58	410	3		A	2		50	380	11,5					240			
W. 6	côte à côte	6,26	275	3		A	2		200	1085	17,6								
Bristol Hafner (projet)		14	288	3		A	1		450	2040									

(1) A = articulé.  
R = rigide.

(2) Pilote et combustible compris.

(3) S = projection horizontale des surfaces balayées par les rotors.

N.-B. — Les performances en italiques sont mesurées; les autres sont estimées.

10,42 *HELICOPTÈRES A VOILURE AUTO-PROPULSIVE*10,421 Propulsion par moteur et hélice.

Il peut d'abord venir à l'idée d'assurer la propulsion de la voilure tournante par les mêmes moyens que ceux qui sont classiques pour la propulsion des voilures fixes, à savoir : un moteur à explosion équipé d'une hélice tractive.

C'est la solution de l'hélicogire Isacco qui a donné lieu à quatre prototypes différents entre 1926 et 1935.

Les moteurs, entraînant chacun deux hélices tournant en sens inverse, afin d'annuler leur effet gyroscopique au cours de la rotation du rotor, étaient portés par les pales de la voilure tournante, tantôt à mi-envergure de celles-ci, tantôt à leurs extrémités.

Un dernier projet, qui n'a pas été réalisé, prévoyait le montage des moteurs aux deux extrémités d'un long balancier solidarisé avec le rotor, mais dont on n'attendait pas d'effet sustentateur, ceci pour éviter le désordre apporté dans le fonctionnement des pales par les inégalités éventuelles d'admission aux différents moteurs. L'inventeur revendiquait en outre la possibilité, en désolidarisant l'ensemble de ce bâti tournant du rotor, d'obtenir un fonctionnement en autogire.

De toute façon, la présence de masses importantes, comme celle des moteurs, liées au rotor, augmente beaucoup l'inertie de celui-ci, et par conséquent son effet gyroscopique.

Cependant les inconvénients d'un tel système sont évidents. Mentionnons d'abord la difficulté de commande, d'alimentation et de graissage du moteur ainsi centrifugé par le rotor (ces questions ont d'ailleurs fait l'objet d'une longue mise au point qui a permis d'atteindre des résultats suffisants pour les premières expérimentations). Mais surtout, au cours de la translation d'ensemble vers l'avant, en vol de croisière, les hélices travaillent dans des conditions déplorable dans toute la gamme des attaques obliques; il est vrai que cet inconvénient est évité dans le cas du fonctionnement en autogire avec désaccouplement du rotor et des moteurs.

10,422 Propulsion par réaction.

Il est évidemment beaucoup plus simple et plus séduisant d'envisager l'auto-propulsion du rotor en l'utilisant comme canal d'évacuation de gaz chauds, en vue d'un effet de réaction par échappement à l'extrémité des pales. Un projet a donné lieu en France à un commencement de réalisation en 1938 : l'hélicoptère Loth-Guyot, dont les pales métalliques creuses soulevaient d'ailleurs des difficultés ardues d'usinage. Malheureusement, la propulsion par réaction était à l'époque de cette tentative une technique encore trop neuve pour pouvoir être appliquée avec chances de succès à des engins où tout était déjà nouveau.

Il semble cependant qu'il ne faille pas perdre de vue ce principe qui pourra bénéficier de la mise au point, activement poursuivie maintenant, de la propulsion par réaction sur les avions à voilure fixe.

Un appareil de ce genre, l'hélicoptère Doblhoff, a d'ailleurs volé avec succès en Autriche en 1945. Ses essais, interrompus par la fin des hostilités, se sont révélés très prometteurs.

# PROBLÈMES DIVERS

## 11,1 - GIVRAGE <sup>(1)</sup>

### 11,10 GÉNÉRALITÉS

Depuis que les progrès de la technique ont permis de réduire d'une manière considérable les risques d'accident dus au matériel lui-même, et d'ouvrir des possibilités insoupçonnées de navigation par mauvais temps, le givrage est devenu l'ennemi n° 1 de l'avion, passant au tout premier rang des dangers qui le menacent. C'est un assassin subtil, qui disparaît sans laisser de traces puisque quelques instants après l'accident la glace a fondu, et les enquêteurs se retrouvent perplexes devant des débris sans signature. C'est ainsi qu'on a été conduit *a posteriori* à accuser le givrage de nombreuses catastrophes auxquelles on avait attribué sur le moment des causes plus ou moins extravagantes.

C'est donc un sujet qui mérite la plus extrême attention.

### 11,101 Formation du givre.

Nous n'avons pas à nous étendre ici sur les conditions de formation du givre, qui sont d'ailleurs assez mal éclaircies. Rappelons seulement qu'il existe plusieurs sortes de givre, plus ou moins friables, et par conséquent plus ou moins dangereuses pour l'avion. Ces différences de compacité ou d'homogénéité s'accompagnent de différences de transparence et d'aspect.

La *vitesse* de formation du givre est un élément capital de la question. Si elle est assez lente, la lutte sera relativement facile — et même souvent inutile en ce qui concerne le planeur, lorsque l'avion disposera d'un excédent de puissance suffisant pour permettre la prolongation du vol malgré un alourdissement modéré et une légère chute des caractéristiques aérodynamiques. Mais elle peut être foudroyante (cas heureusement rare) dans certaines atmosphères très instables avec de forts courants ascendants; alors presque tous les moyens actuels de lutte seront insuffisants, et l'on devra en tout cas accorder une très nette préférence de principe aux dispositifs antigivreurs par rapport aux dispositifs dégivreurs (v. ci-après en 11,11).

(1) Dans ce qui va suivre, nous ferons de fréquents emprunts à une étude récapitulative due à M. Atger-Ingénieur des Travaux Aéronautiques.



11,102 Dangers du givrage.

Le givrage se dépose sur toutes les parties du revêtement du planeur, en particulier sur les bords d'attaque des ailes, des empennages, des capots-moteurs. Par son poids, qui dépasse parfois 6 % de celui de l'avion, il augmente la charge totale et modifie le centrage. Il déforme les profils, d'où perte de portance et augmentation de traînée.

Sur le groupe moto-propulseur, le givre se dépose sur les hélices, entraînant des vibrations, des projections de glace, une perte de traction. Il se dépose aussi sur les buses d'admission, limitant le volume d'air admis et comme conséquence directe la puissance du moteur. Sur les mises à l'air libre et les reniflards, il gêne le graissage et l'alimentation du moteur.

Son influence sur les instruments de bord (anémomètres, appareils gyroscopiques) conduit à des indications fausses ou à leur arrêt. Il amène des ruptures d'antennes de T. S. F. et des mises à la masse des cadres goniométriques.

Son dépôt sur les pare-brise et hublots rend la visibilité difficile et souvent impossible, ce qui peut être très dangereux au moment de la « percée » après une descente en P. S. V. dans les nuages bas en hiver; sur les phares, il empêche l'éclairage à l'atterrissage de nuit.

Sur les articulations, il peut bloquer les gouvernes ou leurs commandes, les portes, les trappes d'évacuation.

Enfin, la circulation d'air dans la cabine peut être arrêtée par le givrage des prises d'air.

## 11,11 - DÉGIVRAGE - ANTIGIVRAGE

11,110 Les produits et dispositifs utilisés en vol dans la lutte contre le givrage sont appelés *antigivreurs* lorsqu'ils sont destinés à empêcher le dépôt de givre, et *dégivreurs* lorsqu'ils ont pour but de l'enlever après sa formation.

On peut les classer en trois principaux groupes :

- les produits ou dispositifs chimiques;
- les dispositifs mécaniques;
- les dispositifs thermiques.

Alors que ceux du premier et du troisième groupe peuvent être selon les cas antigivreurs ou dégivreurs, les dispositifs mécaniques ne peuvent se concevoir qu'agissant en dégivreurs.

11,111 Produits et dispositifs chimiques.

Il s'agit de liquides ou pâtes à épandre sur la surface d'un bord d'attaque, d'un hublot, d'un mât, etc..., pour les empêcher de givrer.

Aucune des pâtes essayées jusqu'ici n'a jamais donné, pour le planeur, de résultat au point de vue givrage; il est même arrivé dans certains cas qu'on voit le givre se déposer de préférence ou plus abondamment sur les parties garnies de ces produits. Certains d'entre eux avaient d'autre part l'inconvénient de s'attaquer aux vernis ou aux métaux des revêtements, et d'avoir des propriétés corrosives dangereuses.

On a obtenu certains résultats, au prix d'une consommation importante, par un écoulement continu de liquide (généralement alcool ou mieux éthane-diol) :

— sur les glaces, en combinant ce procédé avec un balai essuie-glace (v. ci-après en 11,112.3);

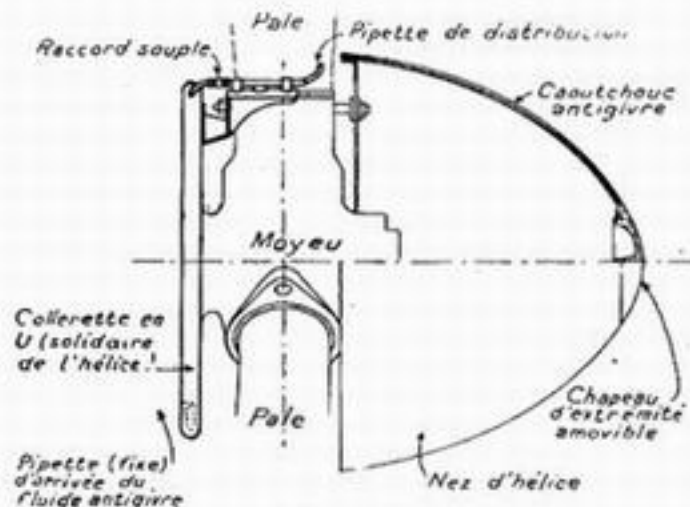


Fig. 11,111.  
Dégivreur d'hélice Goodrich.

— sur les hélices (procédé Goodrich, v. fig. 11,111) par projection centrifuge, d'ailleurs difficile à régler de telle façon que le liquide se répartisse sur toute la longueur, de la pale. Pour améliorer cette répartition, on envisage de creuser le bord d'attaque d'une rainure qui, ne pouvant être pratiquée, pour des raisons évidentes de tenue aux efforts alternés, dans le métal même de la pale, devra l'être dans une gaine de caoutchouc habillant celle-ci. Le réglage optimum ne peut d'ailleurs

pas être fixe sur les hélices à pas variable généralement employées, à cause du déplacement du bord d'attaque par rapport aux pipettes fixes d'écoulement du liquide. Ce réglage varie également avec la vitesse de l'avion et la vitesse de rotation des hélices.

## 11,112 Dispositifs mécaniques.

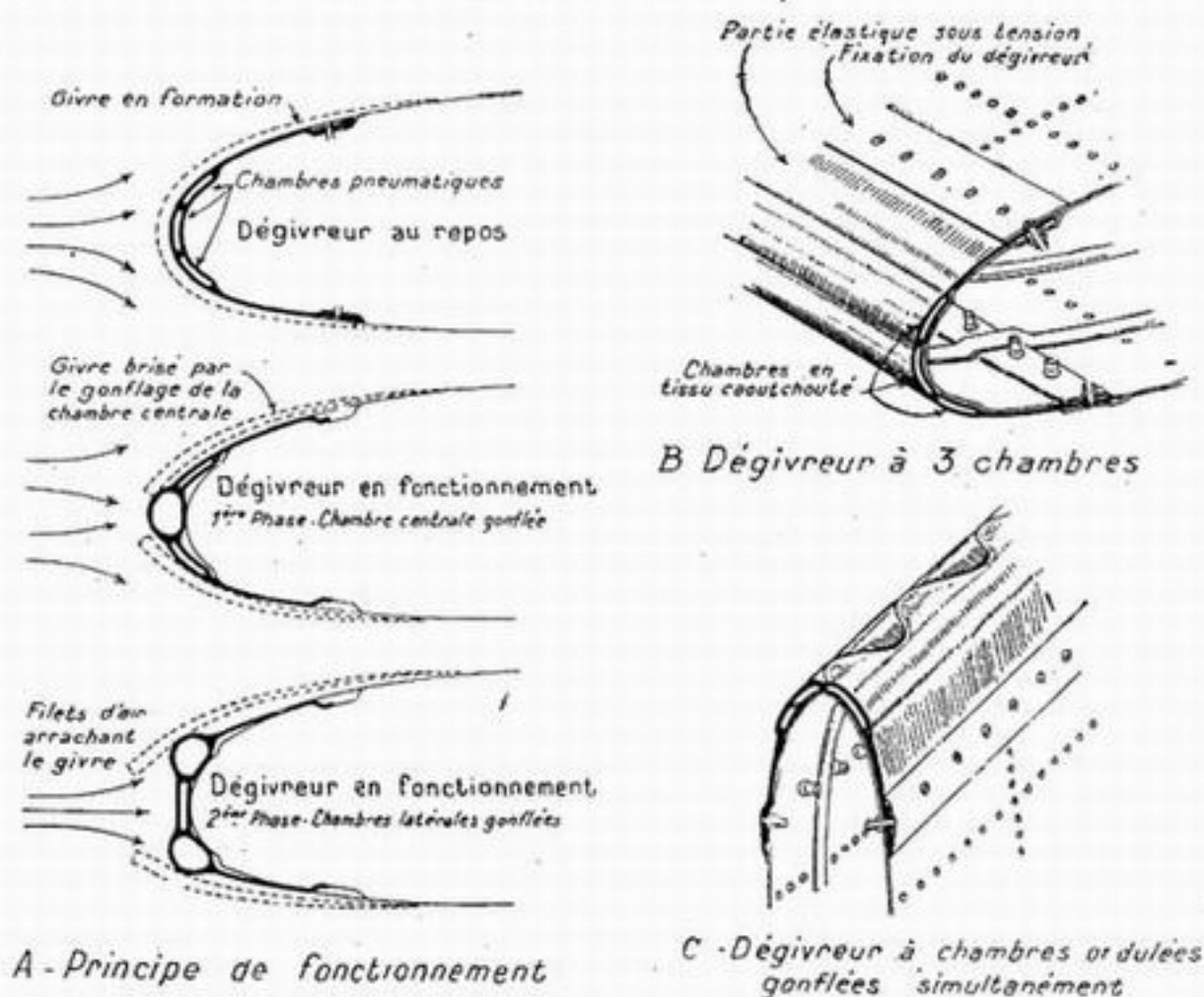
Dans les dispositifs mécaniques on peut classer :

11,112.1 *Le dégivreur pneumatique Goodrich* (v. fig. 11,112.1) utilisé sur les bords d'attaque des ailes et des empennages et parfois sur les mâts. Le dispositif est composé d'une bande de caoutchouc recouvrant le bord d'attaque du profil à dégivrer et sous laquelle des chambres à air sont gonflées alternativement. Pour les ensembles de grandes dimensions (ailes en général; empennages sur les très gros avions), une chambre avant, par son gonflage, brise la couche de glace que les chambres latérales soulèvent et décollent. Le vent fait le reste. Pour les ensembles minces, la chambre est cloisonnée, elle se gonfle et se dégonfle en formant une sinusoïde le long du bord d'attaque.

Les dégivreurs actuels ne couvrent qu'environ 5 % de la profondeur du profil, et des essais effectués par la Lockheed Aircraft à Burbank (Calif.) ont montré qu'une aile dont le bord d'attaque est dégivré jusqu'à 5 % de la profondeur présente des caractéristiques aérodynamiques encore pires que si le bord d'attaque n'était pas dégivré. C'est pourquoi les firmes Goodrich et Lockheed ont créé en collaboration un type perfectionné s'étendant 3 fois plus dans le sens de la profondeur sur l'extrados et deux fois plus sur l'intrados. Il n'en reste pas moins que le fonctionnement même d'un tel système ne peut être que désastreux au point de vue de l'écoulement de la couche limite (Cf. 3,113.31). Sa seule présence, même au repos, soulève déjà des appréhensions à cet égard, quel que soit le soin apporté à sa réalisation matérielle.

L'efficacité de ce dispositif dans les cas de givrage léger peut être constatée presque journellement en hiver sur les nombreuses lignes commerciales sur les-

quelles il est en service. Il reste à démontrer qu'elle subsiste dans les cas de givrage



### - Dégivreur pneumatique Goodrich

Fig. 11,112.1.

plus violents, qui seuls nécessitent la mise en action d'un dégivreur et justifient l'alourdissement et la complication que sa présence entraîne.

1,112.2

*Les dégivreurs à balai pour pare-brise*, plus délicats à réaliser sur avion que sur automobile en raison du vent relatif beaucoup plus fort, et qui peuvent être utilement combinés avec l'emploi d'un liquide, dont le balai facilite l'épandage.

Des réalisations ont été faites avec des balais à mouvement alternatif analogues aux essuie-glaces utilisés sur les voitures automobiles (480 oscillations complètes par minute sur les avions de transport des American Airlines) et avec des balais rotatifs (régime de l'ordre de 150 à 500 t/m).

1,113

### Dispositifs thermiques.

1,113.1

#### *Protection du carburateur.*

Les dispositifs thermiques ont été utilisés dès le début de la lutte contre le givrage. C'est en effet le réchauffage du carburateur, effectué avec les gaz d'échappement ou l'eau du radiateur, qui a constitué le premier dispositif anti-givre.

Les dispositions couramment adoptées aujourd'hui à cet égard ont déjà été étudiées en détail en 6,121.2. Nous n'y reviendrons donc pas ici.



11,113.2 *Protection du planeur.*

L'énergie calorifique nécessaire à antigivrer et à dégivrer le planeur proprement dit d'une manière efficace dans tous les cas est encore mal connue, mais elle est certainement considérable, et de l'ordre de grandeur de 10 kw par m<sup>2</sup> de surface extérieure à protéger, ce qui — même en se limitant au tiers avant des ailes et empennages — conduit à environ 4 kw par m<sup>2</sup> de surface portante totale. C'est dire qu'on ne saurait résoudre ce problème, pour l'ensemble du planeur, par des résistances électriques alimentées par des génératrices de bord, dont on serait conduit à augmenter la puissance d'une manière absolument prohibitive.

Mais il y a à bord des avions une source d'énergie calorifique en grande partie perdue, et qui est plus que suffisante pour un tel appoint : les gaz d'échappement. Leur emploi à cet usage freine leur sortie et parfois même les détourne complètement, entraînant par suite, au moins pendant le dégivrage, la perte des effets de réaction, et souvent même une certaine perte de puissance par contre-pression à l'échappement, d'où encore une perte de performances supplémentaire : la sécurité se paie...

Il ne saurait être question d'employer *directement* les gaz d'échappement, ni à l'extérieur du planeur, en leur faisant lécher certaines surfaces par exemple,

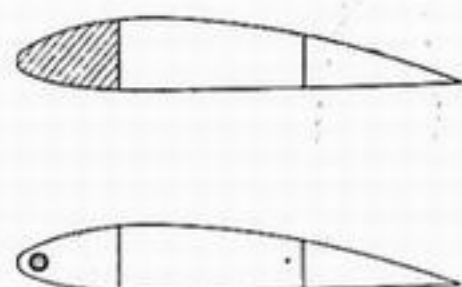


Fig. 11,113.2.

en raison de la vapeur d'eau dont ils sont chargés, ni à l'intérieur à cause de la corrosion. On emploie donc de l'air réchauffé par les gaz d'échappement, au moyen de réchauffeurs analogues à ceux déjà prévus à bord pour d'autres usages (Cf. notamment 6,523.212) et on l'utilise à l'intérieur du planeur.

Plusieurs dispositions sont possibles. Les deux qui sont les plus communément utilisées (voir fig. 11,113.2) consistent, l'une à faire circuler les gaz chauds dans le bord d'attaque lui-même, isolé par un cloisonnement approprié (solution adoptée sur Junkers 88 par exemple), l'autre à les envoyer dans un conduit spécial (ce qui simplifie les questions de corrosion), lui-même situé à l'intérieur d'un caisson de bord d'attaque et chauffant celui-ci par rayonnement.

L'emploi de la chaleur dégagée par l'échappement présente cependant un inconvénient de principe. C'est au cours des descentes que les cas de givrage les plus graves sont rencontrés; on donnera, bien entendu, la consigne de ne descendre qu'en conservant une certaine valeur de l'admission <sup>(1)</sup>, mais si pour une raison imprévue quelconque, due au givrage ou non, le moteur vient à manquer, c'est justement dans ces circonstances critiques qu'on risquera d'avoir une puissance thermique insuffisante.

Nous avons vu en 6,523.12 que l'air chaud utilisé pour le dégivrage du planeur peut provenir de sources étrangères aux moteurs — notamment de réchauffeurs catalytiques, surtout pour les empennages, qui sont loin des moteurs (Heinkel 177, Consolidated « Catalina »).

Rappelons (Cf. 3,113.5) que ce mode d'antigivrage risque d'avancer le point de transition sur l'aile et d'augmenter ainsi notablement la traînée <sup>(2)</sup>. Du moins de tels dispositifs, contrairement aux précédents, restent-ils certainement inoffensifs à cet égard tant qu'ils ne fonctionnent pas.

(1) Ce qui concorde bien avec les vitesses verticales de descente assez faibles qui sont nécessaires pour éviter que l'avion se trouve, en raison de son inertie calorifique, à une température trop inférieure à celle des couches nuageuses qu'il traverse.

(2) Certainement moins d'ailleurs que ne le ferait le givre lui-même.

1,113.3 *Protection des glaces, pare-brise et hublots.*

Le problème se pose pour chacune des faces de ces vitres. Il faut en effet :  
 — éliminer le givrage extérieur apporté par l'atmosphère givrante;  
 — éliminer le givrage intérieur dû à la congélation de la buée sur une paroi très froide, que ce soit en atmosphère givrante ou même en ciel clair.

Une projection de liquide à bas point de congélation, avec ou sans balai extérieur, peut, comme nous l'avons vu, résoudre le premier problème.

Le second peut être résolu par un réseau de fils chauffants installés entre la vitre et une glace rapportée à l'intérieur (système couramment utilisé à bord des automobiles). Une solution plus élégante et plus légère est constituée par la glace chauffante Saint-Gobain, dans laquelle le réseau chauffant est constitué par un dépôt métallique adhérent à la face intérieure même de la glace. Enfin, on utilise couramment, notamment sur les avions militaires dont on ne veut encombrer en rien le champ de visibilité, une projection d'air chaud produite par un tube percé de trous et encadrant le bord de la glace à la façon d'une rampe à gaz (exemples : Dornier 217, Heinkel 177).

On peut chercher, bien entendu, à résoudre les deux problèmes par un même dispositif — mais c'est assez difficile en raison de la faible conductibilité thermique du verre ou des matières transparentes. La réfrigération étant beaucoup plus forte sur la face externe que sur la face interne, les dispositifs en question répondent mieux, jusqu'à présent, à la deuxième fonction qu'à la première. Citons, dans cet ordre d'idées, la glace chauffante Triplex, constituée d'un réseau de fils chauffants placés dans l'acétate entre les deux vitres (malheureusement, la visibilité en est gênée, et le chauffage risque de faire fondre l'acétate qui réunit les glaces) et un dispositif réalisé en Amérique et constitué par des fils résistants baignant dans de l'éthane-diol entre deux glaces. Un dispositif analogue, où l'éthane-d'iol est remplacé par de l'air compris entre deux laces, a été utilisé par la Compagnie Air-France.

11,113.4 *Applications diverses.*

Les résistances électriques sont parfois envisagées pour les organes extérieurs de petites dimensions (hélices, portions de mâts, éventuellement bords d'attaque de volets mobiles tels que gouvernes à axe déporté, etc...). Elles sont couramment employées pour les antennes d'anémomètres.

Le givrage intérieur des instruments de bord s'évite par réchauffage d'ensemble des planches de bord, soit en utilisant le réchauffage général de la cabine, dans l'ambiance de laquelle est placée la planche, soit mieux encore en dirigeant sur celle-ci une dérivation spéciale du circuit général de réchauffage.

## 11,12 - CONCEPTION DES AVIONS

S'il est intéressant d'installer à bord des avions des dispositifs permettant de combattre la formation du givre, il est plus intéressant encore d'éviter la possibilité d'une telle formation par la conception même des appareils.

11,121 Planeur.

Toutes les parties saillantes ou s'offrant au vent constituant les meilleures proies au givrage, on doit s'efforcer de ne pas placer dans de telles conditions,

lors de l'étude de l'avion, les organes qui peuvent y être soustraits sans inconvénient et qu'il serait difficile de protéger.

Il faut éliminer dans toute la mesure du possible toutes pièces extérieures mobiles, liées aux gouvernes par exemple, devant se déplacer au voisinage immédiat de parties fixes du planeur, ou alors il faut les protéger par un carter contre tout coincement dû au givrage. Il en est ainsi de certaines dispositions de masses d'équilibrage (par ex. Amiot 143 - voir fig. 7,311), de certaines sorties de tubes ou guignols de commande hors du fuselage ou de l'aile, etc...

Les articulations elles-mêmes des volets, ailerons, gouvernails, flettners, portes, trappes d'évacuation, etc., doivent être également, autant que faire se peut, noyées dans la structure ou tout au moins protégées par une gaine en basane, abondamment graissée à la graisse incongelable, ou un carter métallique profilé.

Enfin les rivets à tête ronde ou elliptique des revêtements offrent un point de départ à la formation du givre; ils doivent être remplacés par des rivets à tête noyée, surtout sur les bords d'attaque et en avant des maîtres-couples. Nous avons vu en 3,113.4 que cette disposition ne présente par ailleurs que des avantages au point de vue aérodynamique.

11,122

### Groupes motopropulseurs.

Rappelons (Cf. 6,121.13) que les buses d'admission, devant lesquelles on place des volets ou des grilles pour éviter l'entrée de corps étrangers, doivent être doublées par des entrées d'air de secours pour n'être pas obstruées par le givre ou la neige, que les mises à l'air libre des réservoirs d'essence et d'huile et les reniflards des moteurs doivent déboucher dans des régions protégées contre le givrage et si possible réchauffées (par exemple à l'intérieur du planeur), que leurs tuyauteries doivent être calorifugées pour éviter leur obstruction par le gel des condensations.

Enfin, signalons que sur les bimoteurs, pour obvier au danger des projections de glace par les hélices, on s'efforcera de ne pas placer de vitres dans le plan de rotation de ces dernières, et on renforcera le revêtement du fuselage dans la zone des projections possibles.

11,123

### Équipements.

Les antennes radio ne doivent pas être attaquées par le vent relatif sous un angle supérieur à  $15^\circ$  et doivent donc être tendues de préférence *dans le plan de symétrie de l'avion*.

Les phares, au lieu d'être placés dans le bord d'attaque, doivent être escamotables et placés nettement en arrière de celui-ci, de manière à éviter les accumulations de givre qui peuvent aveugler leurs glaces.

Les cadres goniométriques doivent être placés dans un capotage en matière non conductrice (bois, par exemple).

Des précautions particulières sont à prendre pour les instruments fonctionnant par dépression (1) afin d'éviter que l'air frais venu du dehors n'apporte avec lui de la vapeur d'eau ou des gouttelettes surfondues, susceptibles de traverser les filtres à poussières et de se congeler, en raison de la basse température de l'appareil et surtout de la détente *avec travail* (entraînant donc un refroidissement

(1) Nous avons vu en 6,424 les précautions à prendre pour la source même de dépression: la trompe de Venturi est à éviter à moins d'être soigneusement placée dans un courant d'air chaud et sec (derrière un radiateur par exemple et non derrière une sortie de gaz d'échappement chargés de vapeur d'eau).



intense) qui sera demandée à l'air ainsi aspiré. Ces risques sont évités pour les instruments gyroscopiques, s'ils sont alimentés électriquement, ce qui serait à tous égards préférable.

Moyennant un déshuilage approprié, on aura souvent intérêt à réaliser en circuit fermé l'alimentation des appareils qui font appel à l'air déprimé — ou encore à les alimenter en pression par l'orifice initialement prévu pour aspirer au dehors, en laissant au contraire déboucher au dehors l'orifice où se branchait l'aspiration de la pompe à vide.

---

## 11,2 - AVIONS STRATOSPHERIQUES

---

### 1,20 GENERALITES

Les altitudes de vol tendent à devenir de plus en plus élevées pour plusieurs raisons. On peut citer pour les avions militaires l'intérêt d'échapper au tir des armes du sol — pour les avions civils, l'intérêt de survoler les systèmes nuageux, d'où accroissement notable du confort, de la sécurité et de la régularité. Mais l'avantage principal reste dans tous les cas *l'augmentation considérable de vitesse* qu'on peut attendre du vol stratosphérique, pourvu qu'on réussisse à rétablir la puissance des moteurs aux altitudes élevées dont il s'agit.

Le principal problème qui se pose est donc un problème de *groupes motopropulseurs*. La question essentielle est évidemment celle des compresseurs, que nous n'avons pas à traiter ici. Elle s'accompagne d'ailleurs de nombreuses difficultés à résoudre, dans le domaine de l'installation des groupes motopropulseurs, touchant notamment les points suivants :

— alimentation : difficulté d'éviter le vapor-lock aux très basses pressions où évolue l'avion; d'où mise en pression des réservoirs, ou tout au moins installation de pompes noyées, refoulant le combustible au lieu de l'aspirer;

— graissage : difficulté d'éviter l'émulsion d'huile aux altitudes très élevées;

— allumage : risque d'étincelles parasites favorisées par la faible densité de l'air;

— refroidissement : augmentation considérable des surfaces radiantes, nécessitée par la faible densité de l'air; d'où accroissement regrettable des traînées, dans le cas des moteurs refroidis par liquide — ou même impossibilité dans le cas des moteurs refroidis par l'air, dont on ne peut augmenter indéfiniment la surface d'ailettes;

— adaptation d'hélice : difficulté d'autant plus grande que les conditions de fonctionnement à l'altitude d'adaptation s'écartent davantage de celles de décollage;

— etc, etc...

Nous avons déjà ébauché en 6,1 quelques indications sur les solutions possibles : nous n'y reviendrons pas plus en détail ici pour ne pas alourdir ce Chapitre. Nous avons déjà parlé en 6,5 du problème capital, et fort complexe, du conditionnement de l'air en altitude. Nous ne nous occuperons donc ci-après que de ce qui concerne le *planeur proprement dit*, et des sujétions *constructives* particulières dont il faut tenir compte pour cette utilisation spéciale. Nous ferons dans cette étude de nombreux emprunts à un travail technique d'ensemble dû au Capitaine Decker du S. T. Aé.

Les particularités constructives étudiées ci-après concernent particulièrement les cabines « à pression rétablie », pour lesquelles une étanchéité aussi complète que possible est nécessaire. Elles s'appliquent aussi, tout au moins pour ce qu'on a appelé plus loin étanchéité du revêtement, aux cabines suroxygénées, quelquefois dites « semi-étanches » qui doivent tenir des surpressions partielles d'oxygène de l'ordre de 60 g/cm<sup>2</sup>; la solution appliquée aux réalisations passées et qui consistait dans le simple flockage d'une cabine réalisée sans souci particulier d'étanchéité ne s'est pas en effet révélée satisfaisante.

## 11,21 - STRUCTURE

### 11,211 Cabines structurales et non structurales.

11,211.1 Un fuselage est construit de toute façon pour pouvoir supporter, suivant les cas :

- les efforts aérodynamiques transmis par la voilure et les empennages,
- les réactions du sol à l'atterrissage,
- les forces d'inertie.

L'utilisation à très haute altitude avec cabine à pression rétablie ajoute les efforts dus à la surpression intérieure.

Les résolutions séparées du problème général et du problème particulier d'étanchéité conduisent à des formes de fuselage différentes.

Il peut donc paraître intéressant a priori de séparer ces deux problèmes et de concevoir un avion stratosphérique à double paroi : à l'intérieur d'un fuselage ordinaire, calculé aux efforts du premier groupe seulement et profilé sans avoir à considérer le problème d'étanchéité, se trouve un réservoir étanche, calculé aux efforts du deuxième groupe seulement, et qui peut, théoriquement tout au moins, avoir la forme économique.

11,211.2 Les avantages de principe de cette solution, qui a été généralement adoptée au début de l'aviation stratosphérique (avions expérimentaux Farman 1000 et 1002 et N. C. 130 en France, Junkers 49 en Allemagne, Lockheed X C 35 aux U. S. A., plus récemment SO 3020 en France) sont les suivants :

- isolation thermique et réchauffage facilités par la double enveloppe dans laquelle de l'air chaud peut circuler, mettant les vannes de l'installation de conditionnement de l'air à l'abri du givrage;
- réalisation plus facile des passages de commandes auxquels il suffit d'être étanches, aucun problème de tenue au froid ne se posant, puisque les températures intérieure et extérieure à la cabine sont égales;

— réalisation d'une étanchéité plus rigoureuse, grâce à la possibilité d'emploi de la soudure, encore sujette à caution pour les structures soumises à des efforts importants, et à la plus grande simplicité du problème des joints dans le cas où l'étanchéité est assurée par rivetage. En effet, parmi les conditions générales à remplir par ces joints et qui seront énoncées plus loin, certaines parmi les plus dures deviennent alors moins impératives, tout particulièrement celles qui sont relatives aux qualités mécaniques et à leur conservation aux basses températures.

11,211.3

Par contre, cette solution présente les inconvénients suivants :

- supplément de poids important (1),
- mauvais rendement en volume du fuselage,
- servitudes d'aménagement et d'utilisation peu compatibles avec le transport des passagers.

Aussi est-elle maintenant généralement abandonnée au profit de la cabine structurale, solution dans laquelle c'est le fuselage lui-même qui est rendu étanche (Boeing 307 « Stratoliner », B 29 « Superfortress » et 377 « Stratocruiser », Lockheed « Constellation », Piaggio P 108 C, bimoteur de transport français-S. O. 30, etc...).

La séparation des problèmes, qui avait conduit à la cabine non structurale, était du reste assez arbitraire. A partir du moment où la section de la cabine est circulaire, on constate en effet que l'épaisseur de tôle imposée par des considérations de natures diverses (résistance aux efforts de vol, rigidité locale, aspect du revêtement, préparation et manutention des panneaux au cours de la fabrication), est suffisante pour tenir les surpressions effectivement rencontrées.

11,212

### Formes de cabine.

11,212.1

La forme idéale au point de vue de la légèreté pour un réservoir étanche est la forme sphérique, où toutes les sollicitations sont des tractions. Cette forme, d'une incommodité notoire, conduit par généralisation à concevoir une cabine constituée par une série de sphères raccordées le long de parallèles : à la limite, lorsque la longueur de chaque anneau sphérique tend vers zéro, on arrive à la forme cylindrique de révolution terminée par des hémisphères, où les sollicitations d'ensemble restent encore des tractions, à part des tensions secondaires aux deux extrémités, dues aux incompatibilités de déformations entre les surfaces cylindrique et sphérique.

Ainsi ont été faites les premières cabines non structurales. On peut améliorer encore les qualités aérodynamiques sans changer beaucoup les conditions de résistance en abandonnant la méridienne rectiligne au profit d'une forme mieux profilée et conservant seulement, comme le font la plupart des constructeurs, la forme de révolution ou plus exactement la section circulaire, car en réalité les fuselages actuels à section circulaire ne sont pas exactement de révolution, la ligne des centres des sections ayant en général une certaine concavité tournée vers le bas, tout au moins dans la partie avant (particulièrement sensible sur le Lockheed C 69 « Constellation » — 340). Cette forme introduit un effort de flexion d'ensemble qui engendre lui-même des tensions, d'ailleurs très faibles.

Pour le rendement aérodynamique optimum, la section circulaire conduit

(1) D'après les réalisations connues, ce supplément peut être évalué, pour les petites cabines, à 70 kgs environ par passager.



tout naturellement à l'aile médiane (Cf. 3,122.1) — sans que ce soit toutefois une obligation : témoin l'aile basse du Lockheed « Constellation ».

Certains (Junkers, SNCA-SE) préconisent toutefois la forme elliptique :

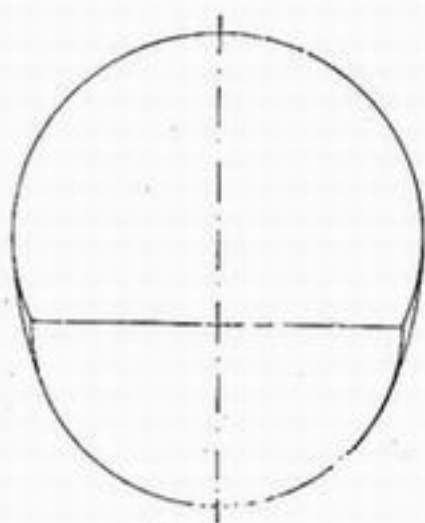


Fig. 11,212.2.  
Section de fuselage du Curtiss  
"Commando"

ils estiment que l'amélioration de la finesse et la plus grande commodité d'aménagement qui en résultent dédommagent du supplément de poids correspondant (de l'ordre de 10 %). Une solution intermédiaire intéressante consiste dans l'adoption d'une section lobée composée de deux arcs de cercle : la figure 11,212.1 donne à titre d'exemple la section de la cabine stratosphérique du Curtiss CW 20 « Commando » (≈ 15).

Cette forme est particulièrement indiquée :

— pour les avions de faible et moyen tonnages, à un seul étage de passagers, donc à hauteur de cabine donnée, pour lesquels la section circulaire juste capable des passagers ne peut avoir sous plancher qu'une section insuffisante pour permettre l'installation des soutes convenables. Pour les fuselages de diamètre supérieur à 3,5 m,

la section circulaire est la plus avantageuse.

— pour les avions à deux étages de passagers (exemple : Boeing 377, « Stratocruiser »).

11,212.2

\* En ce qui concerne les surfaces terminales, la forme hémisphérique idéale ne peut être adoptée pour l'extrémité avant des cabines structurales, laquelle doit être profilée.

Pour l'extrémité arrière, l'encombrement en longueur de la demi-sphère quelquefois utilisée (S. E. 1.000, Bréguet 1.011) peut être gênant : on remplace alors celle-ci par une calotte sphérique de plus grand rayon (S. O. 30), ou par un cône de révolution (Lockheed X. C. 35). Dans ce cas, des efforts de flexion importants naissent à la jonction avec la surface sensiblement cylindrique de la cabine et le raccordement doit être étudié avec soin. La surface même du fond doit être convenablement raidie.

Ces efforts sont moins élevés avec une surface en demi-ellipsoïde de révolution aplati, exact ou approché, solution qui a été quelquefois adoptée (Farman 1.000, N. C. 130), mais présente des difficultés pratiques de fabrication.

D'une manière générale, les discontinuités de surfaces doivent faire l'objet d'une étude attentive :

— jonctions des fonds avec les flancs, pour lesquelles on utilise en général les nervures de raidissage du fond, et on crée un petit caisson entre la surface extérieure du fond et la surface intérieure des flancs, prolongée au delà du plan de joint;

— liaison des planchers avec l'enveloppe lorsqu'ils ont à assurer l'étanchéité. Cette disposition n'est évidemment pas à rechercher; elle s'impose toutefois lorsque des soutes intérieures au fuselage sont en communication avec l'extérieur. C'est par exemple le cas du logement de l'atterrisseur avant d'un avion à atterrisseur tricycle. L'adoption de cette formule d'atterrisseur pour un avion à cabine étanche crée donc une difficulté supplémentaire, qu'on a parfois cherché à réduire en diminuant l'encombrement de l'atterrisseur avant, par adoption d'un « diablo » de roues jumelées dont le diamètre n'est que les 3/4 du diamètre de la roue unique équivalente (Lockheed « Constellation »).

— encadrements des grandes ouvertures percées dans le revêtement (verrières du pilote, porte d'accès...).

### 11,213 Conditions de calcul.

Il est peu probable que les valeurs normales adoptées pour la surpression intérieure et pour l'écart de température soient accidentellement dépassées de beaucoup et pendant longtemps. Le facteur par lequel il convient de multiplier les efforts correspondants est donc un véritable coefficient de sécurité et il n'est pas nécessaire que sa valeur soit très élevée. Ce coefficient doit tenir compte :

— du fait que les efforts en cause sont variables, puisqu'ils sont fonction de l'altitude ;

— de la légère inertie (quelques millimètres de mercure) des vannes, et de la nécessité de couvrir l'influence du vieillissement.

La valeur 1,5 à limite élastique — soit 2,25 à rupture — est actuellement adoptée en France. En Amérique on adopte une valeur légèrement plus basse : 1,3 environ à limite élastique, soit 2 à rupture.

### 11,214 Matériaux employés.

11,214.0 Il est indispensable que des études systématiques soient faites sur le comportement aux basses températures des divers matériaux utilisables en construction aéronautique.

Ce problème n'est évidemment pas particulier aux avions stratosphériques et il aurait normalement dû se poser pour la construction des appareils militaires auxquels le plafond le plus élevé possible est toujours demandé, et atteint maintenant, d'une manière courante, l'altitude à partir de laquelle la température cesse de décroître (11.000 mètres).

Cependant les spécifications techniques en vigueur dans les différents pays n'imposent encore à ce sujet que des conditions insuffisantes, et souvent même aucune condition. Ce n'est qu'à propos d'avions à cabine étanche que la question s'est posée dans son ensemble; les recherches correspondantes sont, au reste, encore fort incomplètes, et leurs résultats trop peu exploités.

11,214.1 Le bois, qui a été et continue d'être utilisé en construction stratosphérique par divers constructeurs (S. N. C. A. C. et Arsenal en France; Piaggio en Italie) et la toile qui est d'utilisation courante pour les revêtements de gouvernes, n'ont subi, à notre connaissance, aucune expérimentation.

Celle-ci est cependant d'autant plus nécessaire que, matières organiques, le bois et la toile sont a priori susceptibles, de ce fait, de profondes altérations aux basses températures.

11,214.2 En ce qui concerne les métaux et alliages, divers essais ont été effectués ces vingt dernières années, tant en France qu'à l'étranger.

Leurs résultats accusent en général une concordance convenable; certaines mesures sont toutefois affectées d'une grande dispersion et devraient être précisées par des essais plus nombreux.

Aussi le tableau suivant, qui résume les connaissances acquises sur les valeurs des caractéristiques mécaniques à  $+ 20^{\circ}$  et à  $- 70^{\circ}$ , c'est-à-dire au voisinage de la limite supérieure et de la limite inférieure de l'intervalle pratique de variation de la température d'utilisation, ne donne-t-il que des ordres de grandeur permettant de se faire une idée de la variation des caractéristiques considérées.

Métal	E (kg/mm <sup>2</sup> )		R (kg/mm <sup>2</sup> )		K (kg/cm <sup>2</sup> )	
	+ 20°	- 70°	+ 20°	- 70°	+ 20°	- 70°
Duralumin .....	28	30	42	42	6	7
W 41 .....	18	18	28	28	1,1	0,9
Alliage de Mg(T <sub>2</sub> ).....	21	25	26	35	0,8	0,7
Fer Armco (fer pur) ....	21	26	33	40	20	1
Acier cl. 32 (Ni-Cr).....	74	77	92	103	12	9
Acier cl. 53 bis (Cr-Mo)...	85	99	95	108	19	3
Acier inoxydable 18/8...	26	47	62	112	11	11

11,214.3

L'examen de ce tableau montre que l'abaissement de la température modifie très peu les caractéristiques mécaniques des alliages légers. Il modifie au contraire assez notablement celles des aciers dont il relève légèrement la charge de rupture en traction et la limite élastique apparente, mais dont il abaisse, par contre, fortement la résilience (sauf pour l'acier inoxydable 18/8 dans les limites considérées).

Si la variation des caractéristiques E et R, avec la température, est lente et régulière, celle de K au contraire est discontinue. La résilience passe de sa valeur supérieure, sensiblement constante dans un large intervalle de température comprenant généralement la température ordinaire, à sa valeur minimum, par une courbe à pente raide. Dans l'échelle des températures la position et l'étendue de la zone de variation rapide sont d'ailleurs assez variables d'un acier à l'autre.

L'utilisation des aciers doit donc s'entourer de certaines précautions. Elle paraît peu recommandable sur les avions militaires, le choc d'un projectile risquant de briser en éclats un élément fait d'un matériau de résilience réduite.

Par contre, l'emploi des alliages légers usuels ne semble heureusement présenter aucune singularité.

## 11,22 - ÉTANCHÉITÉ

11,220

### GÉNÉRALITÉS

Le problème vraiment particulier, dans la construction des cabines étanches, réside dans l'obtention de l'étanchéité.

Ce problème s'apparente évidemment à celui qui concerne les autres constructions aéronautiques étanches, à savoir les réservoirs d'huile ou d'essence, et les coques ou flotteurs d'hydravions.

Toutefois, il s'agit ici, non plus de l'étanchéité à un liquide (essence, huile ou eau) mais de l'étanchéité à un gaz (l'air), plus difficile à obtenir.

Il n'existe pas encore de doctrine bien établie pour assurer économiquement cette étanchéité. Les solutions adoptées sont généralement arbitraires : on vérifie par des essais effectués au sol, en dépression et plus rarement au froid, préalablement à tout vol, qu'elles sont *suffisantes*. Cette manière d'opérer présente deux inconvénients :

1° Aucune expérimentation systématique n'est pratiquement possible, dans ces conditions, pour vérifier la *nécessité* des solutions choisies. Celles-ci sont donc souvent surabondantes.

2° D'autre part, les essais de vérification au sol exigent la construction de coûteuses maquettes qui représentent en vraie grandeur une partie au moins de la cabine étanche sur laquelle puissent figurer, dans des positions relatives aussi



voisines que possible de celles qu'ils doivent occuper réellement, les divers accidents de la surface (fond, plancher étanche, porte, hublots...). Leur construction est généralement précédée de celle de maquettes des divers détails de la cabine.

Pour réduire ces inconvénients, il est indispensable d'étudier de très près l'endurance *en vol* de toute cabine étanche et de tenir le plus grand compte des résultats de cette étude dans l'établissement des projets nouveaux.

Cette étude d'ensemble n'a pu être faite jusqu'à présent d'une manière valable; aussi l'exposé qui suit se bornera-t-il généralement à donner quelques indications sur les solutions pratiquement utilisées, sans pouvoir porter une appréciation sur la qualité de ces solutions.

## 1,221 *ÉTANCHEITÉ DU REVÊTEMENT*

### 1,221.1 Mode de construction.

1,221.11 Dans la construction en bois, le collage assure normalement l'étanchéité des assemblages. On doit apporter un soin particulier de conception et de réalisation aux points où la pression fait travailler les assemblages collés au décollement.

En outre, le contreplaqué est naturellement poreux; il est donc nécessaire d'étancher le revêtement par entoilage et enduisage, ce qui est déjà pratiqué quelquefois indépendamment de toute préoccupation d'altitude, comme nous l'avons vu en 4,125.0 à propos des revêtements travaillants des voilures — mais c'est aussi vrai pour ceux des fuselages.

1,221.12 Dans la construction métallique, cet inconvénient n'existe évidemment pas, les assemblages seuls doivent être rendus étanches, qu'ils soient soudés ou rivés.

La soudure n'a été que peu employée jusqu'à présent, et encore pour quelques cabines non structurales seulement (cabine de Guidonia, S. O. 3.020) pour lesquelles on a utilisé :

- la soudure électrique par points pour la liaison du revêtement à la structure,
- la soudure autogène pour l'assemblage des panneaux de revêtement.

Elle doit conduire à une construction non seulement plus légère, mais encore d'une étanchéité plus rigoureuse (1).

La soudure par points ou à la molette pour l'assemblage des panneaux de revêtement peut également présenter de l'intérêt.

Le rivetage a été et reste au contraire très généralement employé, tant sur les cabines structurales que non structurales. C'est donc lui que nous aurons plus spécialement en vue dans ce qui va suivre.

### 1,221.2 Disposition des tôles.

La disposition des tôles doit satisfaire à deux conditions générales :

- permettre un étanchage facile, et en particulier présenter les lignes de fuite les plus courtes possibles;
- permettre une fabrication simple.

Cette disposition peut être a priori :

- en épaisseur : bout à bout, ou en recouvrement;
- en plan : en croix ou en té;

(1) Une telle étanchéité peut paraître surabondante puisque la ventilation de la cabine oblige à évacuer en permanence de l'air à l'extérieur. En cas de panne des compresseurs, elle constitue cependant un facteur de sécurité important.

d'où un certain nombre de combinaisons possibles, sept au total :

- en croix, recouvrement dans les deux sens;
- en croix, recouvrement dans un sens, bout à bout dans l'autre;
- en croix, bout à bout dans les deux sens;
- en té, recouvrement dans les deux sens;
- en té, recouvrement dans un sens, bout à bout dans l'autre (deux combinaisons possibles suivant le sens);
- en té, bout à bout dans les deux sens.

Pour permettre le classement de ces diverses combinaisons, un certain nombre de remarques peuvent être faites :

— En raison de la faible épaisseur des tôles employées, on ne peut envisager, pas plus du reste que pour les coques ou flotteurs et les réservoirs, d'assurer l'étanchéité par matage du bord des tôles, comme cela se pratique efficacement en construction navale (coques et chaudières). Le recouvrement des tôles ne s'impose donc pas et il sera nécessaire pour assurer l'étanchéité d'interposer un joint entre les tôles à assembler.

— La disposition bout à bout est la plus commode pour le placement des joints. Elle oblige toutefois à utiliser un couvre-joint, placé à l'intérieur du revêtement et qui nécessite donc un soyage des semelles des couples ou des lisses suivant la disposition adoptée.

— Le recouvrement dans les deux sens, le bout à bout dans les deux sens, doivent être évités pour des considérations de fabrication : celui-ci parce qu'il entraîne pratiquement le doublement des lignes de rivets, d'où perte de poids et surtout de temps, celui-là à cause des nombreux soyages qu'il nécessite. On est donc amené à envisager le recouvrement dans un sens et le bout à bout dans l'autre.

— Le chevauchement des joints est à éviter à cause des surépaisseurs et des passages de fuite qu'il crée. Certaines dispositions seront de ce fait à écarter autant que possible.

Un bon compromis, auquel il manque encore toutefois la sanction du vol, paraît consister en un assemblage en croix, avec recouvrement sur les lisses et bout à bout sur les cadres (S. O. 30 N.).

### 11,221.3 Réalisation de l'étanchéité.

#### 11,221.31 *Joints.*

Comme nous l'avons dit, une garniture plastique doit être interposée entre les tôles à assembler; les conditions à remplir par cette garniture sont les suivantes :

- bonnes qualités mécaniques (particulièrement allongement élastique) conservées entre les températures de  $+ 50^{\circ}$  et  $- 70^{\circ}$ ;
- absence de porosité;
- insolubilité dans l'eau et absence de propriétés hygroscopiques;
- pas d'action corrodante sur les tôles;
- immobilisation facile pendant le rivetage;
- épaisseur aussi faible que possible, pour réduire au minimum l'effet préjudiciable du joint à la résistance de l'ensemble.

L'épaisseur maximum de joint tolérée par les assemblages courants (tôles de 10/10 ou 125/100 mm, rivets de 2,6 à 3,2) est de 0,4 mm. À 0,3 mm, la résistance est sensiblement aussi bonne que s'il y avait contact entre les tôles; à 0,5 mm, les rivets travaillent mal; ils ont tendance à se coucher à la pose d'abord, aux fatigues de cisaillement ensuite.

On s'est naturellement tourné vers les garnitures utilisées dans la construction des coques ou flotteurs et des réservoirs.

Dans ce domaine, une grande diversité de produits a été proposée. On peut les rattacher à 7 groupes principaux :

I. *Produits liquides* (au moment de l'emploi) :

Huiles de lin ou de chanvre; peintures à base de gommes (zinc chromate, Glyptol Laquer américains) ou de goudrons ou de produits bitumineux (Bitumastic français); vernis à base de gommes naturelles ou artificielles (Bakelite Varnish américain); solutions de caoutchouc (« Cements » américains : Cavalprene, Fairprene).

II. *Papiers imprégnés* :

A base de goudron, de vernis, de céruse ou de blanc de zinc, etc.

III. *Tissus imprégnés* :

Incorporant du minium frais, de la gomme laque, des peintures à base de gommes ou de goudrons, du ciment spécial (« marine glue » américain, ciment Colomb français), de caoutchouc artificiel (Bandes américaines du Pont de Nemours 5005 et P. A. W., bande française H. B.), des résines artificielles (joint français Superflexit), etc...

IV. *Caoutchoucs* :

Caoutchouc naturel (joint Adiant), caoutchouc artificiel (Joinfranites françaises, Cavalprene américain, etc...) ou mélange des deux.

V. *Résines artificielles*.

VI. *Cuir* :

Vernis ou imprégnés d'huile.

VII. *Bande métallique* (brevet Dornier).

Tous ces produits ne conviennent pas également pour les cabines étanches et la recherche du meilleur produit est d'une grande importance, le critérium essentiel étant la tenue au froid.

Aucune conclusion définitive sur l'adaptation de tels joints aux conditions posées ne peut malheureusement être tirée de l'utilisation des cabines réalisées, qui étaient soit des cabines non structurales, soit des cabines structurales dont l'altitude d'utilisation ne dépasse pas 6.000 m, c'est-à-dire dont la température d'utilisation ne descend pas au-dessous de  $-45^{\circ}$ .

11,221.32 *Exécution du rivetage.*

Dans des conditions de résistance comparables (fatigues de pression de l'ordre de 8 à 10 kg/mm<sup>2</sup>), pour les recouvrements de tôles d'épaisseur comprise entre 1,0 et 1,6 mm, le nombre de lignes de rivets varie de 2 à 4, leur espacement de 2 à 6 diamètres, le diamètre des rivets de 1,4 à 4 mm, leur pas de 3 à 10 diamètres. Ils sont disposés en ligne ou en quinconce.

Pour les assemblages bout à bout qui peuvent être considérés comme deux recouvrements, juxtaposés sur un couvre-joint, la diversité est la même, sauf en ce qui concerne le nombre de lignes de rivets qui reste égal à 4 au total. Comme il est logique, l'épaisseur du couvre-joint est généralement la même que celle de la plus épaisse des tôles à assembler, quelquefois plus forte, jamais moins.



Cependant, si on remarque que la surface de la partie étanche du fuselage d'un avion de 20 tonnes est de l'ordre de 150 m<sup>2</sup>, et comporte donc, pour des tôles de revêtement du format usuel (1 × 2 m) 250 m de lignes d'assemblage, l'économie d'une ligne de rivets de 3,2 mm., au pas de 6 diamètres (20 mm environ) représente, non pas tant un gain de poids sensible (4 kgs seulement), qu'un gain appréciable sur le temps de fabrication : de l'ordre de 200 h. La question mérite donc examen.

Dans la réalisation des assemblages, on n'oubliera pas que l'étanchéité a besoin d'être périodiquement révisée; ceci impose de ménager certaines accessibilités intérieures, le badigeonnage extérieur des assemblages étant à la fois malpropre et inefficace.

#### 11,221.4 Liaisons secondaires.

Pour les liaisons ne comportant pas d'interruption du revêtement (fixation des raidisseurs, de supports divers, etc.), l'étanchéité est convenablement assurée en trempant le rivet immédiatement avant la pose dans une peinture grasse ou un ciment.

### 11,222 *ÉTANCHEITÉ DES OUVERTURES*

Nous distinguerons trois types d'ouvertures ménagées dans la surface :

- fixes (fenêtres, hublots, passages de tuyauteries et de canalisations),
- amovibles (portes et fenêtres ouvrantes, issues de secours),
- mobiles (passages de commandes),

chacun de ces types étant justiciable d'un mode d'étanchage différent.

Il y a intérêt à grouper dans toute la mesure du possible en un ensemble unique toutes les ouvertures du dernier type. Une disposition intéressante dans cet ordre d'idées avait été prévue sur la cabine du monoplace de chasse stratosphérique Renard R. 40 : tous les passages de commandes — au nombre de 22 — avaient été groupés dans un boîtier cylindrique de 240 mm de diamètre, tous les passages de canalisations électriques — au nombre de 72 — dans un boîtier parallélépipédique de 130 × 240 mm.

En ce qui concerne la forme des ouvertures percées dans la paroi de la cabine, la recherche de la meilleure répartition des tensions dans le revêtement au voisinage du trou devrait faire préférer la forme circulaire adoptée à l'origine (hublots du Farman 1.000 et du N. C. 130, porte du N. C. 130). Toutefois, l'ordre de grandeur des tensions en cause n'est pas de nature à interdire, même pour les grandes ouvertures, la forme habituelle, sensiblement rectangulaire, à coins arrondis ou non, qui est actuellement généralisée pour les portes et les fenêtres.

Comme il a été indiqué plus haut, la bordure de ces trous devra être soigneusement étudiée.

#### 11,222.1 Ouvertures fixes.

##### 11,222.11 *Fenêtres et hublots.*

Une fenêtre se compose en général d'un châssis lié rigidement à la structure de l'avion dans lequel s'insère un panneau transparent fixé d'une façon étanche. Les trois éléments : châssis, vitre, dispositif d'étanchéité, doivent satisfaire, dans le cas des cabines étanches, à certaines conditions spéciales que nous allons détailler.

11,222.111 Plus que dans un fuselage ordinaire, il est nécessaire que le châssis soit assez rigide pour participer efficacement à la tenue des efforts et constituer la bordure du trou, évitant ainsi l'application d'efforts importants à la vitre dont le module d'élasticité moyen et les caractéristiques mécaniques sont toujours faibles. Il doit d'autre part être organisé pour permettre le dégivrage de la vitre par le procédé choisi : air ou liquide chaud, électricité.

11,222.112 Comme on vient de le noter, les caractéristiques mécaniques des matières transparentes usuelles sont faibles ( $E$  de l'ordre de 2 à 5 kg/mm<sup>2</sup>); il est donc nécessaire, pour tenir la pression, d'adopter des vitres épaisses (plusieurs mm.). Or, les matières transparentes sont également très mauvaises conductrices de la chaleur (250 à 350 fois moins que le duralumin).

Le dégivrage de telles vitres serait donc difficile, et l'on est conduit, pour séparer les deux problèmes de la résistance et du dégivrage, à décomposer la partie transparente en deux éléments :

- un élément de résistance épais (1) placé du côté de l'intérieur de la cabine;
- un élément mince constituant avec le précédent une double paroi, grâce à laquelle on peut assurer l'antigivrage de la fenêtre, soit en y faisant circuler de l'air ou un liquide chaud, soit en la réchauffant électriquement (N. C. 130).

Les qualités à rechercher pour le choix des matières transparentes à adopter sont, par ordre d'importance :

- caractéristiques mécaniques suffisantes (charge de rupture, résilience, dureté superficielle) entre + 50° et - 70°.
- transparence,
- bonne endurance générale aux agents atmosphériques (humidité, rayons ultra-violet, chaleur sèche, froid);
- coefficient de dilatation limité supérieurement;
- facilité d'usinage (formage, fraisage);
- légèreté.

Les matériaux employés jusqu'à présent (Pyrex, Sécurit, Triplex, Plexiglas) ne satisfont que médiocrement à toutes ces conditions.

Ils sont, ou bien de caractéristiques mécaniques trop faibles (résilience pour les verres minéraux, charge de rupture et surtout dureté pour la majorité des verres organiques actuels), ou bien trop peu résistants aux intempéries (acétates de cellulose), ou difficiles à usiner (verres minéraux) ou trop lourds (verres minéraux). Les progrès techniques sont donc à stimuler et à suivre de très près, dans le domaine des matières transparentes.

11,222.113 La pression régnant à l'intérieur de la cabine est utilisée pour assurer l'appui de la vitre sur une garniture étanche; cette garniture est généralement constituée par une bande de caoutchouc tendre, épaisse de plusieurs millimètres.

On doit veiller à ce que le montage n'encastre pas la vitre, dont le coefficient de dilatation est en effet, quel que soit le matériau employé, nettement différent de celui des métaux.

Il est bon, à titre de solution de secours, de prévoir sur le hublot la fixation d'un obturateur métallique ou la fermeture d'un volet métallique (volet automatique Lockheed).

(1) Pour calculer l'épaisseur de cet élément, on n'oubliera pas, s'il est en matière plastique, que celles-ci n'obéissent pas à la loi de Hooke. En effet, leur module d'élasticité est en particulier fonction des conditions d'application de la charge (vitesse et durée) et des antécédents du matériau.

11,222.12 Traversées de canalisations.

On ne doit pas faire traverser la paroi de la cabine par une tuyauterie ou une canalisation non interrompue, mais arrêter celle-ci de chaque côté dans un raccord traversant dont l'étanchéité avec la paroi est facilement assurée par serrage d'une garniture plastique dont la surface d'appui soit suffisante.

11,222.2 Portes et fenêtres ouvrantes.

Les qualités à exiger d'une porte étanche sont :

- subsistance de l'étanchéité après certaines déformations (flèches en vol, légères déformations accidentelles de la cabine);
- facilité d'ouverture et de fermeture lorsque la cabine n'est pas en pression;
- sécurité interdisant l'ouverture intempestive lorsque la cabine est en pression.

La porte peut s'ouvrir vers l'extérieur (sens habituel des avions à cabine non étanches) ou vers l'intérieur.

Dans le premier cas (kiosque ouvrant du Farman 1.000, N. C. 130, Lockheed XC 35), l'évacuation de la cabine est rapide, mais la fermeture compliquée, et l'étanchéité difficile à assurer. Dans le second (généralité des cabines modernes), l'étanchéité et la fermeture sont faciles à réaliser, l'évacuation est moins aisée.

Remarquons enfin que la forme de révolution des cabines facilite l'escamotage par rotation autour de l'axe de la cabine, solution qui paraît la meilleure.

Pour les fenêtres ouvrantes, qui n'intéressent que le poste pilote (Cf. 6,511.4), la question ne se pose pas, et on les fait toujours s'ouvrir à l'intérieur.

Qu'il s'agisse de portes ou de fenêtres ouvrantes, l'étanchéité est assurée dans tous les cas par appui forcé de la feuillure, soit sur un bloc de caoutchouc demi dur (un caoutchouc tendre plus favorable a priori se « mâcherait » à l'usage), soit sur une chambre à air gonflée. D'après des essais américains, une pression différentielle par rapport à la cabine de 0,070 kg/cm<sup>2</sup> suffirait pour assurer une étanchéité parfaite.

11,222.3 Passages de commandes.

Les organes extérieurs à la cabine et manœuvrables de l'intérieur de celle-ci (commandes de vol, commandes du G. M. P.) peuvent être actionnés soit directement par une commande purement mécanique, soit indirectement grâce à une servitude quelconque (électrique, pneumatique, hydraulique). Dans ce dernier cas, on est ramené au cas des passages étanches de tuyauteries ou de canalisations; dans le premier cas, on est conduit à réaliser un relais étanche tournant ou glissant.

Les conditions à remplir par ce relais sont les suivantes :

- sécurité (impossibilité de fuite subite);
- simplicité (facilité de réalisation correcte);
- rusticité (minimum d'entretien);
- frottements faibles, impossibilité de givrage.

Au point de vue des frottements, les relais en rotation sont préférables.

Diverses solutions ont été proposées; elles font toutes appel au simple frottement d'une pièce métallique (acier, laiton) sur une garniture plastique (cuir, liège, caoutchouc, feutre) imbibée d'huile ou de graisse ou baignant dans l'huile, l'ensemble étant inclus dans un boîtier calorifugé évitant le givrage.

Pour les relais à mouvement de translation, on a également utilisé des soufflets (Farman 2234); ceux-ci sont toutefois encombrants et peu sûrs, le soufflet pouvant se fendre à la longue. D'autre part, la différence de pression qui existe entre les deux faces de celui-ci impose un effort de manœuvre supplémentaire.



## 11,3 - PROPULSION PAR RÉACTION

L'étude détaillée de la propulsion n'est pas du domaine de cet ouvrage. Mais si l'on ne peut chercher ici à traiter complètement les problèmes nouveaux que pose la propulsion par réaction, il paraît également impossible de les passer entièrement sous silence en raison de leurs répercussions considérables sur la formule générale et la construction des « plus lourds que l'air ».

### GENERALITÉS

L'accession au domaine des très hautes vitesses ne saurait s'accommoder des groupes motopropulseurs actuels.

Et ceci d'abord pour une question de poids spécifique. Dans une récente étude, l'Ingénieur principal Pierrat l'a mis très simplement en évidence en exprimant la vitesse en fonction de la fraction  $P_m/P$  du poids total qui est consacrée aux groupes motopropulseurs, et du poids au CV de ceux-ci  $P_m/W$ , qu'il a admis égal actuellement à 1,75 kg/CV (soit  $\frac{1,75}{75}$  kg/kilogrammètre) si on la rapporte, comme il se doit, à la puissance *de croisière*. On a alors :

$$V = \sqrt[3]{\frac{16\gamma_1}{C_x} \frac{W}{P_m} \frac{P}{P} \frac{1}{S} \frac{1}{z}}$$

ce qui, pour un avion chargé à 400 kg par mètre carré, volant à 8.000 mètres ( $z = 0,43$ ) avec un  $C_x$  effectif de vol de 0,03 et un rendement d'hélice  $\gamma_1 = 0,8$  donne, en admettant même que l'on consacre au moteur *la moitié* du poids total ( $P_m/P = \frac{1}{2}$ ) :  $V = 720$  km/H.

Si, poussant le raisonnement à l'absurde, on suppose que  $P_m/P = 1$ , c'est-à-dire que *tout le poids* est consacré au moteur, on trouve comme limite 900 km/H. Ce calcul n'a évidemment que la valeur d'un calcul d'ordre de grandeur : il montre néanmoins que la limite existe et qu'elle est toute proche.

Le vol à très grande vitesse, comme l'a fait ressortir M. Leduc, est donc essentiellement une question de poids du groupe motopropulseur, et ne saurait être réalisé avec les moteurs actuels. Il est vain, à moins d'une révolution conduisant à un allègement considérable, d'espérer l'amélioration substantielle de la vitesse par l'étude de moteurs classiques plus puissants : cette étude ne se justifie que pour l'accroissement des tonnages en gardant les performances actuelles.

Pour les très hautes vitesses il est donc nécessaire d'utiliser d'autres solutions, qui nous sont offertes par la propulsion par réaction.

11,302

Encore ce qui précède suppose-t-il que le rendement de l'hélice classique soit conservé, même aux grandes vitesses, à une valeur élevée (0,8). Or nous avons vu en 3,232.2 qu'il ne saurait en être ainsi — deuxième raison fondamentale qui élimine les groupes classiques. A titre de palliatif, outre l'augmentation de la largeur ou du nombre des pales, la Société Rateau a proposé de ralentir l'air avant son arrivée sur l'hélice par un carénage approprié, en forme de divergent, à l'intérieur duquel le propulseur travaille en quelque sorte dans un tunnel, en

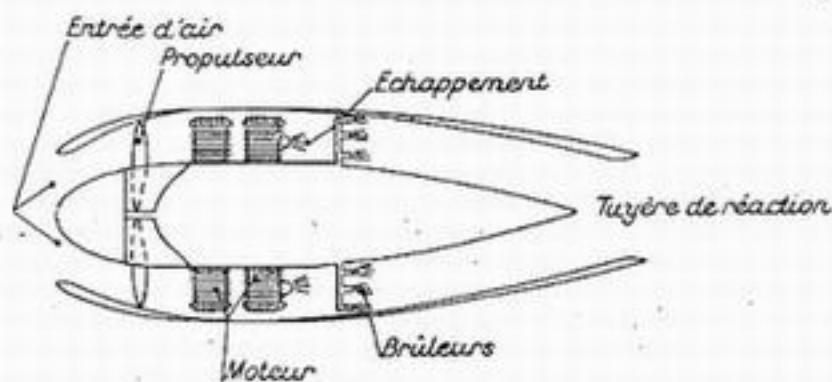


Fig. 11,302.

veine guidée et ralentie (voir figure 11,302).

Ces transformations progressives conduisent l'hélice à se rapprocher beaucoup du rotor d'un compresseur axial; on est ainsi conduit à se demander s'il ne serait pas plus expédient de l'utili-

ser effectivement de la sorte et — au lieu de laisser échapper l'air ainsi comprimé — d'augmenter son énergie en le réchauffant par des moyens appropriés. Le premier de ces moyens qui vient à l'esprit consiste à récupérer la chaleur restante des gaz d'échappement, en diluant ces gaz au sein de la veine. On peut aller plus loin et installer des brûleurs supplémentaires (voir figure 11,302). On passe ainsi tout naturellement et par une transition continue aux dispositions envisagées pour ce qu'on appelle aujourd'hui la propulsion par réaction.

Il ne faut d'ailleurs pas se laisser duper par les mots : l'avion n'ayant aucune liaison mécanique solide avec le monde extérieur, sa propulsion ne saurait reposer en dernière analyse que sur un phénomène de réaction, et l'hélice classique elle-même n'est, à y bien réfléchir, qu'un système à réaction rejetant vers l'arrière une certaine quantité d'air que ses pales ont brassée pour lui communiquer une vitesse supérieure. Toutefois, on désigne généralement sous le nom de « propulsion par réaction » des procédés dans lesquels cet effet de réaction est obtenu d'une manière *directe*, sans passer par l'intermédiaire d'une hélice aérienne.

11,303

On distingue parmi les machines correspondantes plusieurs catégories :

— les unes, reposant sur le principe de la fusée, éjectent violemment vers l'arrière des gaz provenant seulement de la réaction chimique interne de constituants (souvent combustibles et comburants) emportés du sol au départ;

— les autres, que par opposition nous appellerons ci-après « machines thermiques », cherchent à éviter, même au prix d'un accroissement du poids mort, l'alourdissement de consommation que représente l'emport du comburant alors qu'on trouve gratuitement l'oxygène dans l'air ambiant, et dans ce but prélèvent de l'air par un orifice d'admission (qui fait défaut aux précédents) et y brûlent un combustible emporté du sol, ce qui les apparente aux groupes motopropulseurs actuels : mais l'air ainsi réchauffé, et mélangé de gaz brûlés, est éjecté vers l'arrière avec une vitesse accrue, d'où naît un effort de propulsion. Parmi ces dispositifs, on peut encore faire de nombreuses distinctions : nous nous bornerons à celles qui reposent sur la présence ou l'absence d'un compresseur, et le mode d'entraînement de celui-ci.

1,31 **RENDEMENT**1,311 **Rendement propulsif.**

1,311.1 En état de régime, la force de traction qu'on peut attendre d'un propulseur purement aérodynamique (hélice par exemple) brassant *par unité de temps* une masse d'air  $m$ , prélevée à la vitesse  $V$  du véhicule, et la rejetant vers l'arrière à une vitesse *supérieure*  $V_1$  (vitesses comptées par rapport au véhicule) est, d'après le théorème des quantités de mouvement :

$$F = m (V_1 - V) \quad (1)$$

et la puissance utile ainsi développée est :

$$W_u = FV = mV (V_1 - V), \quad (2)$$

Cette puissance, rapportée à l'accroissement d'énergie cinétique des gaz considérés, soit à la quantité :

$$\frac{1}{2} m (V_1^2 - V^2) \quad (3)$$

donne le rendement propulsif :

$$\eta_p = \frac{2V}{V + V_1} = \frac{2}{1 + \frac{V_1}{V}} \text{ avec } V_1 > V. \quad (4)$$

Par la façon même dont elle a été établie, on voit que cette formule n'est à considérer que pour  $V_1 > V$  (sinon on obtient non une propulsion mais un freinage).

1,311.2 Lorsqu'on a affaire à une fusée éjectant des gaz brûlés sans aspiration d'air extérieur le terme en  $V$  disparaît des équations (1) et (3) où  $m$  figure la masse de gaz éjectée par unité de temps, et le rendement devient :

$$\eta_p = 2 \frac{V}{V_1} \quad (5)$$

1,311.3 Enfin lorsqu'il s'agit d'une machine thermique qui brûle un combustible dans de l'air prélevé à l'extérieur à la vitesse  $V$  et rejette le tout vers l'arrière, il faudrait en toute rigueur faire intervenir la masse du combustible brûlé, qui figure à l'échappement et pas à l'admission. Mais on peut en première approximation conserver la formule (4) en négligeant cette correction, puisque dans le cas de l'essence par exemple, la masse d'air strictement nécessaire à la combustion est déjà de 16 fois supérieure à la masse du combustible, et dans le cas d'une dilution de 3 ou 5 (dont nous parlerons tout à l'heure) devient de 60 ou 90 fois supérieure à cette masse, c'est-à-dire la rend négligeable.

1,311.4 On voit que dans tous les cas le rendement propulsif est d'autant plus élevé que le rapport  $\frac{V_1}{V}$  est plus petit, ce qui explique les rendements relativement très bons obtenus par les hélices classiques tant que leur fonctionnement est aérodynamiquement correct, c'est-à-dire tant qu'on reste suffisamment en-dessous de la vitesse du son (1). On voit aussi que lorsqu'on s'adresse à un système permettant mal de régler  $V_1$  à de faibles valeurs (par exemple combustion d'un explosif dans une fusée) on n'obtient un bon rendement qu'aux vitesses  $V$  très

(1) Cette limite n'apparaît évidemment pas dans la formule (4) qui ne fait état que de la vitesse  $V_1$  obtenue sans s'occuper des moyens par lesquels elle est obtenue, ni s'il reste possible ou non de l'obtenir.



élevées, ce qui limite l'application prolongée de ces systèmes aux avions très rapides.

Si l'on veut diminuer ( $V_1 - V$ ) sans affecter la force de traction  $F$ , il faut augmenter proportionnellement la masse  $m$  d'air intéressée. Ce résultat peut être obtenu quel que soit le système à réaction utilisé, en faisant déboucher l'échappement dans la section étranglée d'un tube de Venturi : les gaz éjectés entraînent ainsi par un effet de trompe une certaine masse d'air frais qui joue un rôle de réducteur de vitesse (système Mélot). Dans le cas fréquent des propulseurs à réaction brûlant un combustible liquide dans de l'air prélevé à l'extérieur, on peut aussi admettre une masse d'air  $m_1$  supérieure à la masse  $m_2$  strictement nécessaire à la combustion, ou en d'autres termes augmenter la dilution, qu'on peut caractériser par le rapport  $\frac{m_1 - m_2}{m_2}$ .

11,311.5

Si l'on considère seulement la valeur de la force de traction donnée par la formule (1) on voit que celle-ci, *abstraction faite du rendement*, est d'autant plus élevée au contraire que la différence  $V_1 - V$  est plus forte, à égalité de débit massique  $m$ . C'est ce qui permet d'envisager des systèmes à vitesse d'éjection très élevée, et même des dispositifs à fusée ( $F = m V_1$ ), comme auxiliaires de décollage, pour donner un appoint de traction aussi élevé que possible pendant un temps très bref, cette brièveté même permettant de laisser tout à fait au second plan les questions de rendement, c'est-à-dire de consommation et de gaspillage d'énergie. Nous en reparlerons en 11,43.

11,312

#### Rendement thermique.

Ce qui précède ne préjuge en rien de l'économie plus ou moins grande avec laquelle est obtenu l'effet extérieur  $V_1$  que nous avons seul pris en considération. Cette nouvelle question concerne le rendement thermique de la machine, par lequel on doit multiplier le rendement propulsif précédent pour obtenir le rendement d'ensemble.

Nous n'avons pas à entrer ici dans des considérations de thermodynamique qui sortent tout à fait du cadre de cet ouvrage. Qu'il nous suffise de rappeler que dans les machines où l'on peut parler d'un cycle, c'est-à-dire dans celles qui comportent une admission d'air, le rendement thermique est d'autant plus élevé que la compression est plus forte : nous aurons à nous servir de cette remarque tout à l'heure pour discriminer les machines avec ou sans compresseur.

11,32

### TEMPÉRATURES DE FONCTIONNEMENT

Dans le moteur à pistons classique, plusieurs phases du cycle, comportant des températures très différentes, se succèdent dans une même enceinte (cylindre) dont les parois prennent donc une température moyenne, d'autant moins élevée d'ailleurs que certains temps de « balayage » peuvent être prévus. Au contraire, dans la plupart des systèmes à réaction actuellement envisagés (par exemple turbines à gaz, dont nous parlerons tout à l'heure), les différentes phases du cycle se déroulent d'une manière *continue*, chacune dans une enceinte différente : il en résulte que le réglage indépendant des paramètres relatifs à chacune de ces phases en est grandement facilité — mais en contrepartie les régions où les gaz sont très chauds restent soumises *en permanence* à des températures très élevées.

Ceci met en relief l'une des grosses difficultés techniques auxquelles se heurte la mise au point de ces dispositifs. Les problèmes métallurgiques très ardu

soulévés par la tenue des métaux à haute température, et notamment par le phénomène de fluage, expliquent à la fois pourquoi ces engins ne se sont pas développés plus tôt <sup>(1)</sup> malgré leur intérêt considérable, et pourquoi leur puissance massique, qui est, pour les turbines à gaz tout au moins, sensiblement proportionnelle à leur température de fonctionnement, reste encore limitée — ce qui est particulièrement dommage pour des dispositifs si heureusement affranchis de tant de limitations (irrégularités cycliques, inertie des pièces en mouvement alternatif, discontinuité des circulations gazeuses internes, etc...) qui grèvent la puissance ou l'endurance des moteurs à explosion classique actuels.

Nous allons maintenant donner une idée très rudimentaire des principales réalisations envisagées ou en cours de mise au point dans plusieurs pays, sans nous dissimuler le caractère essentiellement précaire d'un tel exposé en une matière aussi changeante et encore sujette à bien des transformations profondes.

## 11.331 FUSEES

Ces engins, dont il existe divers systèmes, utilisent la combustion d'une poudre ou d'un explosif, ou d'un mélange de solides, de liquides ou de gaz convenablement choisis.

Les vitesses d'expulsion des gaz brûlés sont en général très considérables (elles peuvent atteindre 2.400 m/sec), ce qui nuit gravement au rendement propulsif. Aussi est-ce surtout pour les fusées qu'il est utile de recourir à l'expédient des trompes, auxquelles nous avons fait allusion en 11,311.4 et qu'on peut même accumuler en cascade <sup>(2)</sup> pour intéresser successivement à l'éjection vers l'arrière une masse d'air de plus en plus grande, d'où résultent des vitesses d'éjection de plus en plus faibles. Malheureusement, ces trompes elles-mêmes introduisent un nouveau rendement, nécessairement inférieur à l'unité. Comme de plus leur encombrement, leur poids et leur traînée sont relativement considérables, on peut douter fortement du caractère pratique de telles réalisations.

Même sans parler des trompes additionnelles, le gros inconvénient des fusées est leur poids élevé, car elles doivent véhiculer non seulement le combustible mais aussi le comburant. En contrepartie, elles présentent l'avantage de pouvoir s'affranchir de toute atmosphère extérieure. C'est pourquoi l'imagination des précurseurs en fait volontiers l'engin idéal de la navigation interplanétaire ou intersidérale. Nous n'aurons pas la présomption d'aborder ces vastes domaines...

Sans aller aussi loin, l'imagination maléfique des belligérants en a fait des engins stratosphériques de destruction dont l'exemple le plus fameux jusqu'à présent a été le V<sub>2</sub>, projectile pur, sans surface portante, mais avec des gouvernes autopilotées et télécommandées. Long de 14 mètres et pesant 12 tonnes  $\frac{1}{2}$  au départ, cet engin transportait 900 kilogrammes d'explosif à 370 kilomètres en quelques minutes avec une vitesse prestigieuse qui dépassait 5.000 km/H dans la stratosphère (sommet de la trajectoire vers 80 à 100.000 mètres d'altitude) et restait encore d'environ 3.500 km/H, soit trois fois supersonique, à l'impact, malgré le freinage dans les basses couches de l'atmosphère. Son propulseur, qui n'agissait que pendant la première partie de la montée (jusque vers 50.000 mètres) était une tuyère d'acier dans laquelle de puissantes pompes mues par une turbine

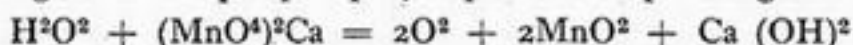
(1) Mise à part la nécessité de disposer de compresseurs à bon rendement, qui a été historiquement le premier et principal obstacle au développement de ces techniques.

(2) On peut envisager, schématiquement, une série de trompes de Venturi s'entourant les unes les autres et telles que chacune débouche dans la section étranglée de la suivante, le jet initial débouchant lui-même dans le col de la première (c'est-à-dire de la plus petite) de ces trompes.

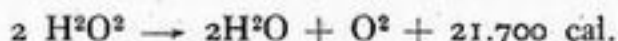
d'un millier de chevaux engloutissaient en une demi-minute environ 4.000 litres de combustible (alcool méthylique) et 4.000 litres de comburant (oxygène liquide).

11,333

Les Allemands ont fait de la fusée proprement dite une application plus aéronautique et plus proche de notre sujet dans la bombe volante Henschel 293, véritable avion sans pilote largué et télécommandé par un avion porteur (Heinkel 177 ou Dornier 217). Cette bombe est mue par un propulseur-fusée éjectant les produits de la décomposition violente de l'eau oxygénée hyper-concentrée (peroxyde d'hydrogène  $H_2O_2$  à peu près pur) en présence de permanganate de calcium :



qui libère du bioxyde de manganèse agissant comme catalyseur pour la réaction classique :



L'énorme dégagement de chaleur produit la vaporisation instantanée de l'eau, qui se mélange sous forme de vapeur aux produits expulsés.

11,334

Plus intéressant encore est le monoplace de chasse Messerschmitt 163 (v. fig. 11,334), aile volante mue par un propulseur Walter donnant une poussée de

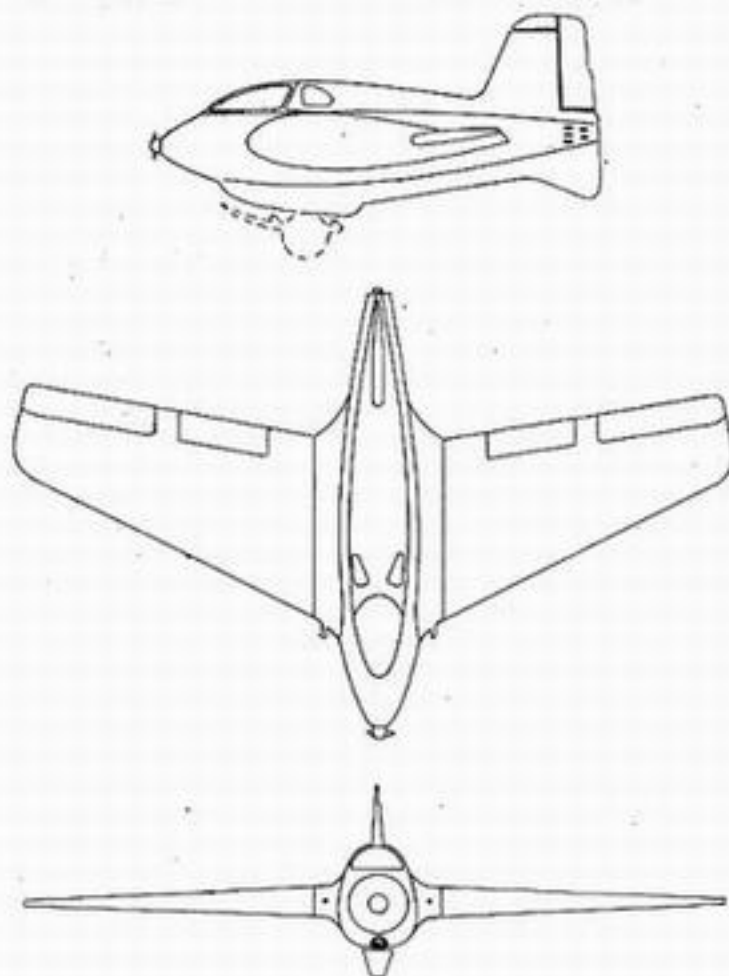


Fig. 11,334.

Messerschmitt 163 B. — (E = 9,3 m. S = 17,3 m<sup>2</sup>)

de 1.750 K au point fixe au sol. Ce propulseur comporte une simple pompe à turbine analogue à celle du V<sub>2</sub>, actionnée comme lui par la décomposition du peroxyde d'hydrogène concentré en présence de permanganate, et qui injecte dans une tuyère de sortie du peroxyde d'hydrogène agissant comme comburant, et une solution alcoolique d'hydrazine, agissant comme combustible et s'enflammant spontanément au contact de l'eau oxygénée.

Le dosage de ces réactions très vives étant des plus délicats, cet ensemble donne un appareil très dangereux<sup>(1)</sup> mais doté de performances sensationnelles, sortant complètement de la gamme habituelle des performances des avions ordinaires, dont nous donnerons une simple idée en disant qu'il peut monter à 15.000 mètres sous une pente

de 60° à la vitesse ascensionnelle moyenne de 150 m/sec, soit avec une composante *verticale* de vitesse de l'ordre de 500 km/h!

(1) Si le réglage correct n'est pas obtenu pour le décollage, un premier trait blanc sur la piste indique au pilote l'endroit où il faut qu'il réduise à fond pour pouvoir encore s'arrêter en bout de piste. Passé un deuxième trait blanc, il ne lui reste d'autre ressource que de sauter à terre en pleine vitesse, car l'appareil s'écrase en bout de piste et le mélange des divers liquides qu'il contient provoque une explosion gigantesque.



L'avion décolle par ses propres moyens sur un train d'atterrissage largable, et se pose en fin de vol sur un simple patin caréné, analogue à ceux des planeurs de vol à voile, une fois qu'il s'est délesté des quelque 2.000 kilogrammes de comburant et combustible qu'il avait emportés, et qui lui donnent une durée maximum de 4 à 12 minutes de propulsion. La durée totale de vol peut bien entendu être très supérieure, en planant à faible vitesse, propulseur fermé, et reprenant de temps en temps de l'altitude par quelques secondes de vol propulsé.

11,34

## MACHINES THERMIQUES

11,34I

### Machines sans compresseur.

11,34I.I

#### Stato-réacteur.

L'avion thermopropulsé Leduc, actuellement en construction en France en vraie grandeur après des essais encourageants en soufflerie, fournit un exemple d'une tuyère à réaction sans compresseur. La figure 11,34I en donne un schéma très sommaire. La tuyère ayant un grand encombrement diamétral se prête évidemment très mal à une réalisation « monomoteur » de ce genre, dans laquelle il ne faut voir qu'un stade purement expérimental.

On peut résumer très grossièrement le fonctionnement de principe de la

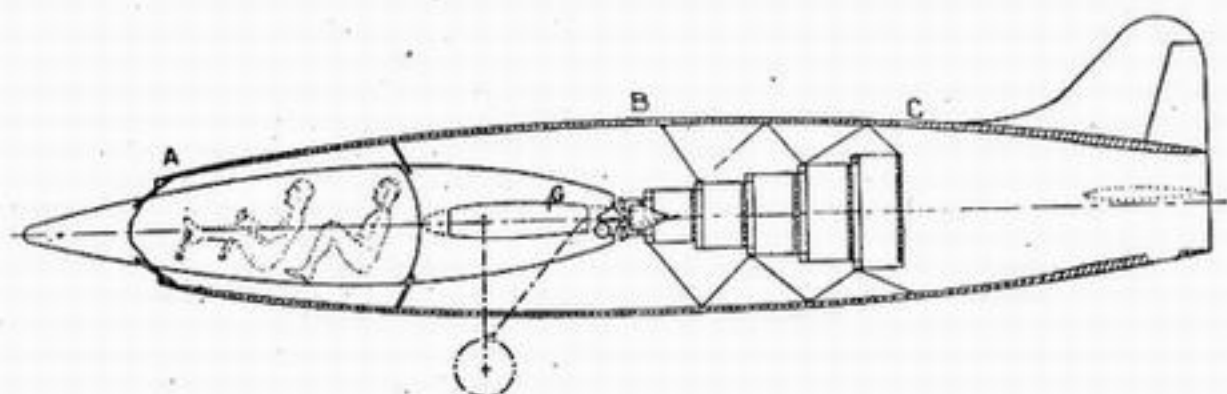
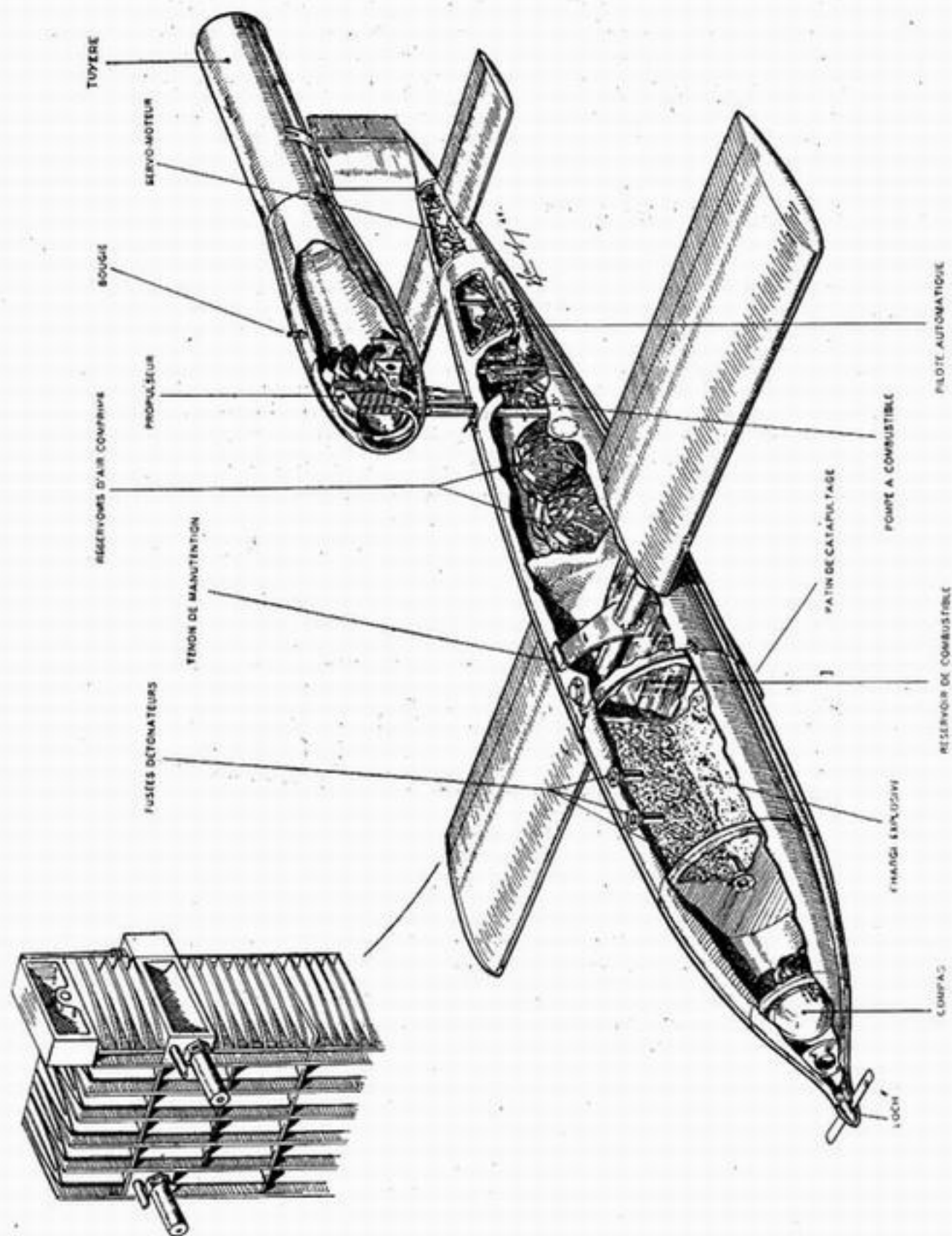


Fig. 11,34I.I.  
Avion thermo-propulsé Leduc (schéma).

manière suivante. Un divergent recueille l'air et transforme une partie de sa vitesse en pression. On a donc dans le tronçon AB un stade de compression. Dans le tronçon BC des brûleurs réchauffent cet air fortement. Dans le tronçon CD se produit une détente accompagnée d'une augmentation de vitesse qui provoque à la sortie un effet de réaction.

Dans une telle machine, la compression nécessaire au rendement thermique est produite par la vitesse. Une première conséquence capitale est que ce propulseur est incapable de servir au décollage puisqu'au point fixe il n'a pas de compression. De plus, cette solution plus qu'aucune autre *oblige* à voler à des vitesses élevées pour avoir une compression acceptable. Le dosage de la vitesse de vol paraît, de ce fait, devoir être délicat vers la vitesse minimum pour conserver des possibilités de reprise suffisantes : en particulier, il est à craindre que ce système ne pardonne pas une prise de terrain manquée.

L'avantage d'un tel engin est sa grande légèreté : son poids au cheval est évidemment très minime. Par contre, son rendement thermique étant médiocre, la consommation de combustible à prévoir est grande. C'est pourquoi il ne peut convenir que pour un avion de chasse ou de record de vitesse, à faible autonomie



— à moins d'aller chercher à très haute altitude le bénéfice de sa légèreté, puisque dans le vol stratosphérique la partie principale de la puissance en jeu est la puissance de sustentation  $\frac{PV}{f}$ , directement proportionnelle au poids P : la distance franchissable peut ainsi redevenir intéressante, malgré le mauvais rendement, à cause de la réduction de la puissance nécessaire.

#### 11,341.2 *Pulso-réacteur.*

Assez analogue est l'appareil propulsif de la bombe volante allemande dite « V1 », véritable avion à réaction autopiloté, dans lequel la combustion n'est pas continue, mais formée d'une succession d'explosions d'air carburé à la proportion du mélange détonant, d'où le nom générique de « pulso-réacteur » donné à ce genre d'appareil. Le combustible est pulvérisé par une série d'injecteurs fixés sur une grille d'entrée qu'on a munie de clapets rudimentaires (v. fig. 11,341.2) pour se garantir contre le risque de « retour » vers l'avant des produits de l'explosion. Ceux-ci étant alors violemment expulsés vers l'arrière, et canalisés dans un long conduit d'échappement, il en résulte un « effet de bouffée » qui produit une forte aspiration, suffisante pour provoquer l'ouverture des clapets et l'admission d'une bouffée suivante, même sans la pression dynamique due à la vitesse de translation, ce qui permet un fonctionnement (d'ailleurs précaire) au point fixe, insuffisant bien entendu pour assurer le décollage. On sait d'ailleurs que les V1 utilisaient des procédés de décollage assisté dont nous parlerons ci-après en 11,41-11,42 et 11,43.

#### 11,342 Machines avec compresseur.

On évite les inconvénients qui viennent d'être signalés en produisant la compression, non plus comme ci-dessus par la seule pression dynamique, mais par une première partie de la machine elle-même, partie constituée par un compresseur d'air. On fait brûler ensuite du combustible dans cet air comprimé de façon à le réchauffer. Les gaz chauds sont éjectés vers l'arrière pour produire l'effet de réaction.

Ce système, de beaucoup le plus répandu, comporte de très nombreuses variantes suivant la façon dont est prévu l'entraînement du compresseur.

#### 11,342.1 *Moto-réacteurs.*

Le constructeur italien Campini, probablement dans le but de s'affranchir de la difficile mise au point métallurgique qui (comme nous l'avons dit en 11,32) conditionne la sortie des systèmes à turbines, a fait voler dès 1940 un appareil expérimental en actionnant purement et simplement le compresseur par un moteur d'aviation ordinaire. Le schéma de principe, qui mérite le nom de « moto-réacteur » n'était pas très différent de celui de la figure 11,302 en remplaçant le propulseur situé à l'avant par un compresseur. Le moteur, situé vers le centre de l'appareil, était refroidi par le flux d'air sortant du compresseur auquel il fournissait un double apport de calories, par ses culasses et ses échappements. Indépendamment de son rôle principal pour l'entraînement du compresseur, le moteur pouvait donc être considéré dans une certaine mesure comme une « chambre de combustion d'appoint » s'ajoutant aux brûleurs principaux situés à l'arrière.

#### 11,342.2 *Turbines à gaz.*

11,342.20 Néanmoins, il reste peu rationnel d'avoir recours à un mouvement alternatif par bielles et manivelles pour produire la rotation continue d'un compresseur,



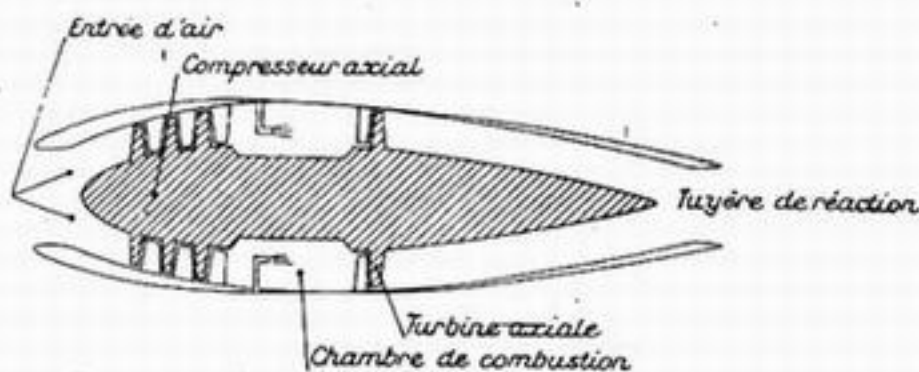
et c'est pourquoi on s'oriente de plus en plus vers la solution de la turbine à gaz, qui n'est d'ailleurs pas intrinsèquement liée à la propulsion par réaction et dont le caractère plus rationnel que nous venons de souligner resterait parfaitement valable même pour l'entraînement d'une hélice, qui est aussi un mouvement continu de rotation. On donne le nom de turbo-réacteurs aux groupes motopropulseurs comportant des turbines à gaz et employés pour la réaction pure, et le nom de turbo-propulseurs à ceux qui entraînent une hélice.

11,342.21

Notons que dans ce dernier cas, rien n'empêcherait de faire fonctionner la turbine en *circuit fermé* à la façon des turbines à vapeur; c'est ce qu'envisagent certaines études, notamment à la Société suisse Escher Wyss, et à la Société britannique English Electric (qui recherche le rendement optimum par l'emploi d'un gaz mono-atomique) (1) ou comme le procédé Holmes.

Le rendement des turbines en circuit fermé présente l'avantage de dépendre seulement de la température et du rapport de compression, et non des valeurs absolues des pressions, par lesquelles on peut régler d'autre part la puissance: il y a là un élément intéressant de souplesse pour la marche à régime variable.

De plus, ces machines permettent, par l'emploi d'un gaz neutre, d'éliminer la corrosion. Malheureusement, les chaudières ou les échangeurs de température sont encombrants (2) et lourds, la chaleur transmise à travers une paroi reste toujours inférieure à celle développée directement au sein d'une masse gazeuse, et le risque de fuite peut, selon la difficulté de remplacement du fluide évoluant dans le circuit fermé, occasionner une insécurité supplémentaire.



Les parties hachurées sont tournantes. Le reste est fixe

Fig. 11,342.22.

11,342.22

La majorité des projets ou réalisations ac-

tuels comporte un fonctionnement en *circuit ouvert* (voir schéma de principe 11,342.22). L'air admis à l'entrée est d'abord comprimé dans un compresseur, que nous avons figuré axial à cause du meilleur rendement de ces machines et du minimum de déviation ainsi apporté à la veine fluide — mais rien ne s'oppose cependant à ce qu'il soit centrifuge: nous en verrons des exemples tout à l'heure. Ensuite l'air est fortement réchauffé par la combustion qui se produit dans une chambre spéciale, et il s'échappe à travers une turbine, qui peut elle-même être centrifuge ou axiale — et dans ce dernier cas, à réaction ou à action, c'est-à-dire avec ou sans détente entre les aubages de la roue mobile.

Jusqu'à ce point du schéma, rien ne préjuge de la propulsion par réaction: le principe général que nous venons d'évoquer est celui d'une turbine à gaz ordinaire, capable de donner de la puissance sur son arbre et par conséquent d'en-

(1) Pour avoir une valeur aussi élevée que possible du rapport des chaleurs spécifiques à pression constante et à volume constant.

(2) Moins cependant qu'il ne pourrait paraître à première vue, car on peut réaliser une forte réduction d'encombrement — au prix, il est vrai, d'un alourdissement et d'une insécurité supplémentaire — par augmentation générale de la pression du circuit: lorsque la pression est multipliée par 10, le diamètre peut être réduit de 66 %.

traîner une hélice s'il y a lieu (turbo-propulseur). Mais si l'on veut justement s'affranchir de l'hélice on peut, avec une telle turbine, au lieu de recueillir le plus de puissance possible sur l'arbre et d'aboutir ainsi à un échappement à faible vitesse, régler au contraire les aubages de sortie de façon telle que les gaz travaillent moins dans la turbine et soient rejetés le plus violemment possible vers l'extérieur, donnant sur l'arbre une puissance *extérieure* nulle, avec une puissance *intérieure* juste suffisante pour entraîner le compresseur d'entrée et les accessoires turbo-réacteur).

Les gaz chauds chargés de produire l'effet de réaction sont alors dirigés vers un ajutage de sortie convergent qui constitue la tuyère de réaction. En dépit des apparences les vitesses d'éjection couramment utilisées (de l'ordre de 500 m/sec dans le turbo-réacteur Jumo 004) ne sont pas supersoniques, la vitesse du son étant relevée à une valeur de l'ordre de 600 m/sec par la haute température des gaz dont il s'agit.

Il faut noter que, pour réaliser la dilution dont nous avons parlé en 11,311.4, sans nuire à la qualité de la combustion, on peut pratiquer une sorte de « by-pass » non représenté sur notre schéma simplifié. Une partie, parfois importante, de l'air admis est prélevée soit dès l'entrée, soit au cours ou à la fin du trajet dans le compresseur, puis détournée de la chambre de combustion et remélangée ensuite aux gaz brûlés pour l'éjection.

Contrairement à la tuyère sans compresseur, ou stato-réacteur, le turbo-réacteur peut servir au décollage puisqu'il fait lui-même sa compression au point fixe. Le rendement thermique ne peut qu'être amélioré dans l'avion en vol puisque la pression dynamique recueillie dans la manche d'admission vient s'ajouter à celle obtenue par le compresseur.

Les réalisations diffèrent suivant les constructeurs. Nous n'entrerons pas dans les détails, qui sortent du cadre de cet ouvrage.

Qu'il nous suffise de dire que les réalisations françaises en cours à la

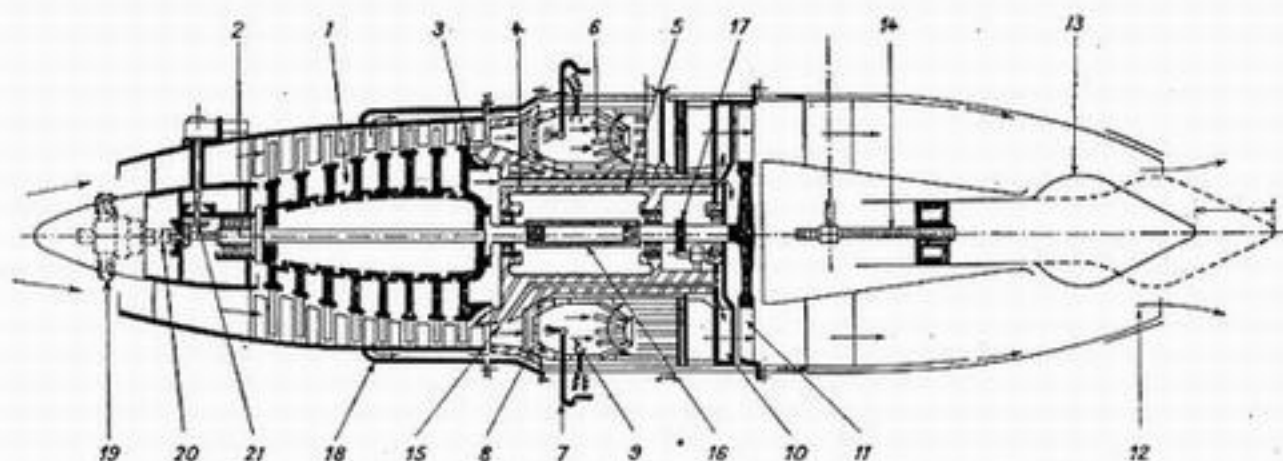


Fig. 11,342.23 A. — Turbo-réacteur Jumo 004 A (schéma d'ensemble).

1. Compresseur axial à 8 étages. — 2. Palier de butée du compresseur. — 3. Piston d'équilibrage. — 4. Canal d'air ventilation de turbine. — 5. Bâti portant les paliers milieux. — 6. Chambre de combustion. — 7. Injecteur de combustible. — 8. Passage de l'air secondaire. — 9. Combustion de l'air primaire. — 10. Aubage distributeur de la turbine. — 11. Roue de la turbine. — 12. Tuyère d'éjection. — 13. Aiguille de réglage de la tuyère. — 14. Commande de l'aiguille. — 15. Prise d'air pour refroidissement des tuyères. — 16. Accouplement turbine-compresseur. — 17. Commande de pompe à huile. — 18. Prise d'air pour refroidissement de l'enveloppe. — 19. Moteur de démarrage Riedel. — 20. Dent de loup d'entraînement pour moteur Riedel. — 21. Commande des auxiliaires.

Société Rateau et à la Compagnie Electro-mécanique s'apparentent assez étroitement au schéma de principe qui vient d'être donné.

Il en est de même des turbo-réacteurs allemands mis en service en série,

à savoir le Jumo 004 (v. fig. 11,342.23 A), qui équipe les bimoteurs Messerschmitt 262 (v. fig. 11,342.3 C) et Arado 234, et le BMW 003, qui équipe le monomoteur Heinkel 162 ou « Volksjäger » dont les caractéristiques sont données au tableau 9,37.

Les réalisations anglo-américaines s'inspirent toutes plus ou moins du système britannique Whittle, dans lequel le compresseur d'entrée est centrifuge et non

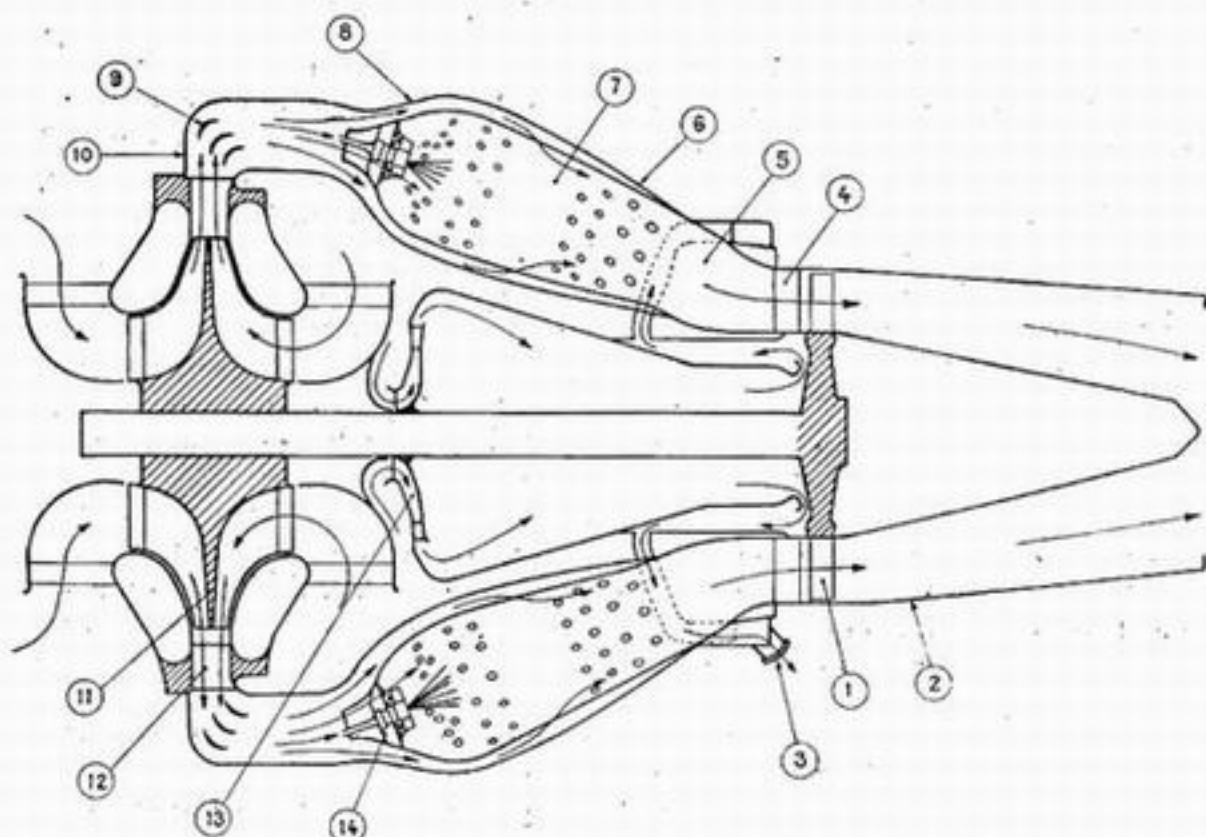


Fig. 11,342.23 B. — Turbo-réacteur Rolls-Royce (schéma de principe).

1. Aubes de turbine. — 2. Tuyère d'éjection. — 3. Sortie du collecteur d'air de refroidissement. — 4. Aube directrice fixe. — 5. Sortie des gaz brûlés. — 6. Carénage extérieur. — 7. Chambre de combustion. — 8. Chambre d'expansion. — 9. Aube directrice fixe. — 10. Tubulures de sortie du compresseur. — 11. Rotor du compresseur centrifuge. — 12. Diffuseur. — 13. Ventilateur de refroidissement. — 14. Brûleur.

axial. Cette disposition conduit à des diamètres plus grands, mais elle présente plus de souplesse de fonctionnement, la courbe caractéristique d'un compresseur centrifuge étant plus aplatie (sur une gamme de vitesse de rotation plus étendue) que celle d'un compresseur axial. La fig. 11,342.23 B donne le schéma d'un turbo-réacteur Rolls-Royce fonctionnant suivant ce principe.

11,342.3

#### Montage sur avion.

Les machines thermiques que nous venons d'étudier ont généralement un maître-couple inférieur à celui d'un moteur à pistons de même puissance. Par contre leur encombrement en longueur est plus grand, et surtout elles ont besoin de conduites de grande section à l'avant, pour l'admission, et surtout vers l'arrière pour l'échappement, avec une température de gaz considérable. C'est dire qu'elles ne peuvent se monter à l'avant du fuselage, comme le moteur d'un monomoteur classique.

Lorsqu'on n'utilise qu'un réacteur, on doit le mettre :

— soit au milieu du fuselage (cas du Gloster E 28/39, à turbo-réacteur



Whittle, du Lockheed P 80 « Shooting Star » (v. fig. 3,342.3 A) à turbo-réacteur « General Electric », du de Havilland « Vampire » à turbo-réacteur de Havilland « Goblin ». Mais alors, il complique singulièrement l'aménagement, tant par son encombrement que par la chaleur dégagée; cependant cette disposition présente l'avantage de permettre l'échappement par la pointe arrière du fuselage, au delà des empennages qui peuvent conserver la disposition classique sans être perturbés par les gaz éjectés;

— soit au-dessus du fuselage (cas du Heinkel 162 « Volskjäger », et du V1) l'aménagement est simplifié, mais il faut étudier de près le déséquilibre longitudinal aux variations d'admission et la disposition optimum à donner aux empennages (double dérive, en général).

Lorsqu'on utilise deux réacteurs, on peut les disposer latéralement dans les

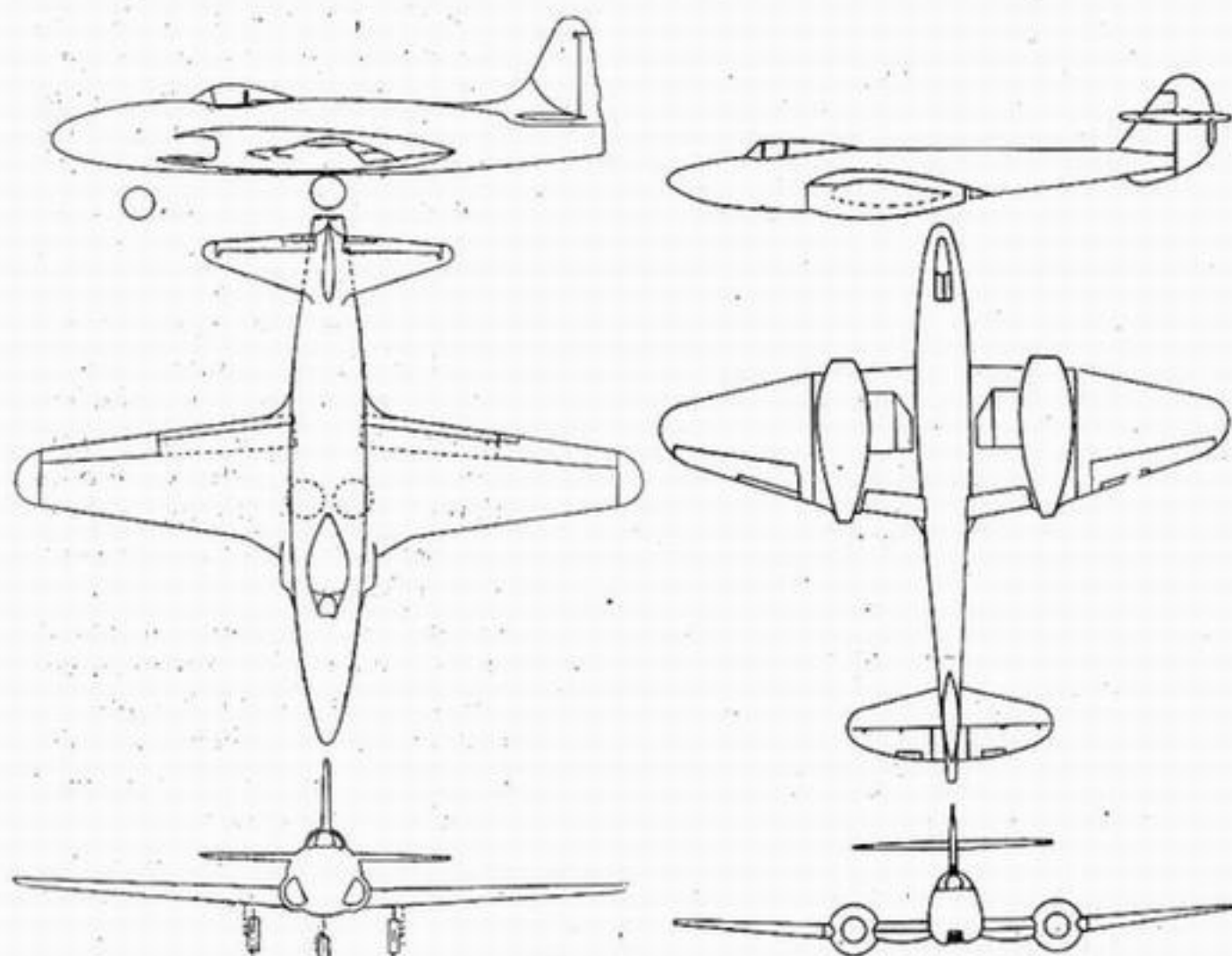


Fig. 11,342.3 A.  
Lockheed P 80 « Shooting Star »  
(E = 11,89 m S = 23,7 m<sup>2</sup>).

Fig. 11,342.3 B.  
Gloster « Meteor »  
(E = 13,1 m S = 34,7 m<sup>2</sup>).

ailes comme autrefois les moteurs des bimoteurs latéraux (cas du Gloster « Meteor » britannique, voir fig. 11,342.3 B, et des allemands Messerschmitt 262, v. fig. 11,342.3 C, Heinkel 280, Arado 234), mais une tendance se fait jour de plus en plus pour exploiter l'absence d'hélice, donc de sujétion d'écartement du fuselage, et loger les réacteurs dans les racines d'ailes, tout contre les flancs du fuselage : l'exemple donné à cet égard par le Bell P 59 « Airacomet » américain paraît devoir être assez largement suivi. Il est certainement favorable au vol avec un réacteur stoppé, sinon au dégagement des empennages.

## TECHNIQUE DES AVIONS RAPIDES

## Aérodynamique.

En raison de la compressibilité de l'air, les caractéristiques aérodynamiques évoluent très brusquement, du moins en soufflerie, lorsque la vitesse de l'avion se rapproche de la célérité du son, et surtout dès qu'il apparaît une onde de choc en un point du champ aérodynamique. Le coefficient de

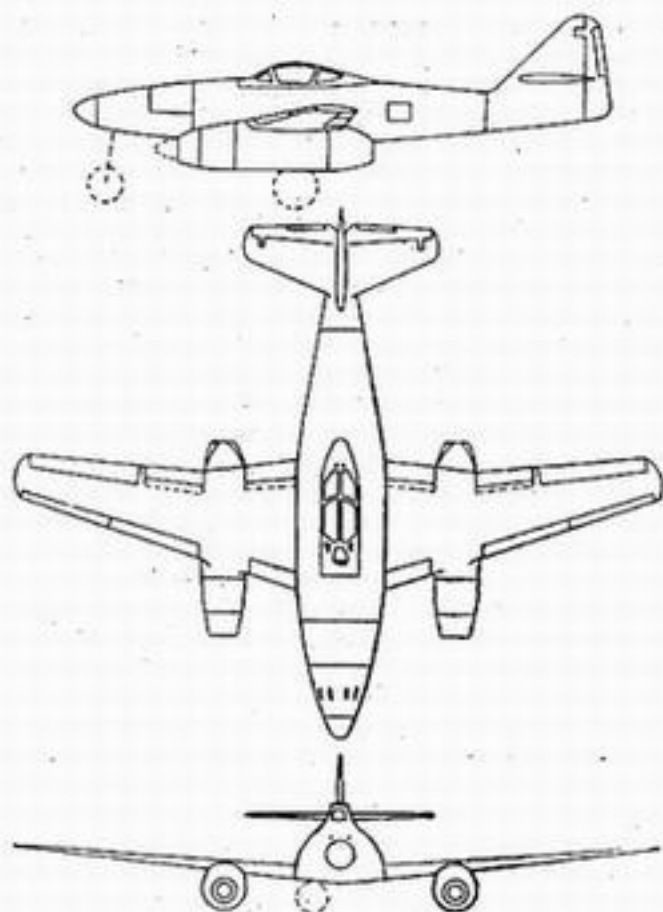


Fig. 11.342.3 C.  
Messerschmitt 262.  
( $E = 12,65 \text{ m}$   $S = 21,7 \text{ m}^2$ )

portance tombe à des valeurs faibles, et d'ailleurs mal déterminées; le coefficient de traînée augmente presque indéfiniment, ce qui donne l'explication de ce « mur de compressibilité » qui empêche pratiquement, quelle que soit la puissance, de dépasser nettement la vitesse où ce phénomène se déclenche; enfin le coefficient de moment subit une discontinuité trahissant un déplacement brusque du centre de poussée, qui engage l'appareil en piqué ou en cabré suivant le cas. Ces phénomènes sont atténués par la présence d'une forte flèche au bord d'attaque (de l'ordre de  $45^\circ$ ) qui joue, par rapport aux grands nombres de Mach<sup>(1)</sup>, un rôle analogue à celui que joue l'allongement aux vitesses moins élevées; malheureusement, les fortes flèches présentent aux grandes incidences des troubles de portance qui risquent de gêner l'atterrissage.

Ces phénomènes sont plus graves encore sur un empennage, à grande distance du centre de gravité. On doit donc prendre à cet égard des précautions particulières : soit supprimer les empennages (aile volante, Cf. 10,131), soit au moins s'arranger de telle façon<sup>(2)</sup> que l'équilibre de vol à la vitesse maximum soit obtenu pour de faibles  $C_x$  d'empennage, et surtout de faibles braquages de la profondeur, de manière à réduire les probabilités de déclenchement prématuré de l'onde de choc : mais on voit que, toute l'efficacité devant alors être prise, pour l'atterrissage par exemple, sur un seul sens de braquage du volet de profondeur, la surface de l'empennage horizontal doit être sensiblement augmentée.

Sans doute y a-t-il lieu de faire, dans ces difficultés, la part de ce qui tient à la soufflerie elle-même et aux effets de paroi; peut-être les choses vont-elles moins mal en atmosphère libre, et c'est pourquoi le dégrossissage

(1) Voir au Vocabulaire de l'Annexe XIII, la rubrique NOMBRE DE MACH.

(2) Ceci intéresse à la fois le choix du  $C_{m_{\alpha}}$  de l'aile, l'emplacement et le braquage d'ensemble de l'empennage, et surtout le dessin du fuselage, important pour le  $C_{m_{\alpha}}$  de l'avion (Cf. 3,207.1).

des projets d'avions de haute vitesse doit se faire par des maquettes volantes piquant à très haute altitude.

Retenons en tous cas qu'on doit s'orienter vers des profils d'ailes aussi minces que possible (de l'ordre de 10 % d'épaisseur relative pour atteindre des nombres de Mach supérieurs à 0,85) et des maître-couples très reculés (profils laminaires).

#### 1,352 Structure-Mécanique.

On voit que le problème structural à résoudre devient difficile : il faut construire des ailes très résistantes et rigides avec des profils minces, particulièrement dans la région du foyer où doit pourtant se situer le centre de torsion si l'on veut éviter les vibrations critiques. Il faut impérativement réaliser les formes extérieures avec une très grande précision et un état de surface impeccable, la moindre aspérité (10 à 20 microns suffisent) risquant d'avancer le point de transition d'une manière prohibitive et même de déclencher l'onde de choc. Les pressions locales deviennent considérables : pour un appareil volant à 250 m/sec au sol, la surpression d'arrêt peut atteindre 4.300 kg/m<sup>2</sup>, soit plus de dix fois la valeur des plus fortes charges alaires actuellement envisageables.

Les vitesses de rotation considérables des turbo-réacteurs engendrent des effets gyroscopiques très élevés. Peut-être même faudra-t-il en venir, pour les compenser, à construire des machines où les sens de rotation des compresseurs et des turbines seront inversés, malgré l'alourdissement et la complication qui en résulteront : revanche de la simplification obtenue par rapport aux groupes motopropulseurs classiques du fait de la disparition du couple d'hélice qu'on n'a plus à compenser.

#### 11,353 Formule générale.

Pour voler vite, trois moyens doivent simultanément être mis en œuvre : augmenter la puissance effectivement disponible (il est inutile actuellement de dépasser la puissance nécessaire pour atteindre le nombre de Mach critique); diminuer la traînée aérodynamique totale, dans laquelle d'ailleurs la traînée induite ne représente plus qu'une part infime, ce qui permet heureusement de réduire fortement l'allongement; augmenter l'altitude de vol, donc adopter presque nécessairement une cabine étanche.

Pour être à même de supporter les rafales sans sollicitations prohibitives, les charges alaires doivent être fortement augmentées (430 kg/m<sup>2</sup> donnent une accélération normale de 6 g pour une rafale de 20 m/sec à 950 km/H au sol), ce qui pose de très difficiles problèmes d'hypersustentation.

L'atterrisseur doit, bien entendu, être tricycle à cause des grandes vitesses d'atterrissage auxquelles on aboutit.

#### 11,354 Vitesses supersoniques.

Sous réserve qu'on arrive à franchir impunément la zone dangereuse de la vitesse du son (dite « transsonique »), problème qui est loin d'être résolu actuellement, il serait assurément avantageux de voler à des vitesses vraiment plus fortes, la résistance de l'air diminuant alors brusquement. Mais ceci suppose qu'on puisse maintenir à ces vitesses considérables une propulsion appropriée, ce que ne peuvent certainement pas faire les turbomachines, incapables d'accepter des vitesses supersoniques à l'entrée (la gamme de leurs vitesses d'emploi s'en trouve sérieusement réduite), mais que réaliseront aisément les fusées, et peut-être aussi les stato-réacteurs, sous réserve de vérifications expérimentales.



## 11,4 - DÉCOLLAGE ASSISTÉ

---

Nous désignons sous ce nom tous les procédés utilisant pour le décollage de l'avion une aide extérieure à celui-ci — éventuellement portée par l'avion au décollage, mais non conservée en vol.

11,40

### INTÉRÊT DE LA QUESTION

La question qui se pose est de faciliter le décollage des avions très chargés au mètre carré ou au cheval. Mais les dispositifs que nous allons étudier sont souvent compliqués et entraînent des sujétions importantes, en particulier beaucoup d'infrastructure. Il faut donc obtenir de ces sujétions le maximum de rendement. C'est pourquoi on ne se contentera pas d'utiliser ces dispositifs de décollage assisté de manière à faciliter un décollage qui serait possible (quoique laborieux) autrement, mais on se proposera plutôt de s'en servir pour réaliser un décollage *impossible* autrement.

A première vue cette expression ne paraît pas avoir de sens parce que si un avion a un plafond positif, c'est-à-dire peut voler seul, il peut théoriquement aussi décoller seul, si l'on fait abstraction de la longueur de roulement nécessaire, et surtout du frottement de roulement sur le sol, qui est d'ailleurs loin d'être négligeable.

Mais l'apparition des atterrisseurs escamotables apporte un fait nouveau : la configuration de l'avion en contact avec le sol est très différente de ce qu'elle est en vol. L'accroissement de traînée dû à la présence de l'atterrisseur sorti, et au fait que celui-ci est généralement très mal caréné, introduit un écart sensible entre les possibilités de décollage et les possibilités de vol. Beaucoup d'avions qui peuvent voler à un certain poids ne pourraient pas décoller tout seuls à ce poids. Il faut donc les assister.

De plus, les dispositifs de décollage assisté deviennent indispensables pour permettre le décollage d'un engin ayant un mode de propulsion tel qu'il soit incapable de décoller par lui-même. Ainsi les avions équipés de la tuyère thermopropulsive dont nous avons parlé en 11,34 et, beaucoup plus couramment encore, les planeurs de vol à voile dont nous parlerons en détail au chapitre suivant.

11,41

### CATAPULTAGE

Le catapultage est né sur les navires pour rendre possible aux hydravions un décollage impossible — ou impraticable — autrement : soit pour permettre à des appareils légers et peu résistants de décoller même par des mers très agitées, soit pour éviter des sujétions intolérables, telles que l'obligation d'arrêter le navire pour faire une mise à l'eau toujours longue.

Il n'est pas moins intéressant pour les avions terrestres, pour lesquels ce procédé peut facilement avoir beaucoup plus de développement que sur les navires, parce qu'on n'est pas aussi limité en encombrement et qu'on peut avoir des catapultes puissantes susceptibles de lancer des avions plus lourds que sur un navire.

Les catapultes utilisent comme agent moteur l'expansion d'un gaz, qui peut

être soit de l'air comprimé (le plus répandu dans la Marine), soit les produits de combustion d'une poudre relativement lente, soit par exemple le mélange de gaz et de vapeur d'eau (Cf. 11,333) qui résulte de la décomposition du peroxyde d'hydrogène en présence de permanganates alcalins, comme c'est le cas pour la rampe de lancement du V1, qui est une sorte de canon pneumatique rudimentaire fonctionnant à piston perdu, et fendu tout le long d'une génératrice pour laisser passer l'ergot du piston qui pousse l'engin — l'étanchéité étant sommairement rétablie par une tringle de fer enfilée dans un trou de cet ergot.

Depuis l'énorme développement des propulseurs spéciaux à réaction, dont nous parlerons en 11,43, les catapultes proprement dites tendent à céder le pas à des rampes de lancement constituées d'une simple voie ferrée sur laquelle circule un chariot autopropulsé par réaction. C'est ainsi que les Américains, qui ont reproduit purement et simplement le V1 allemand, n'ont pas reproduit sa rampe de lancement — sans doute jugée à la fois trop grossière et trop onéreuse — et l'ont remplacée par un dispositif de ce genre, qui est parfaitement applicable à des avions ordinaires. La seule différence avec le procédé étudié en 11,43 est la présence du chariot, sur lequel sont reportés les propulseurs auxiliaires au lieu d'être portés par l'avion lui-même.

## 1,42 AVION-COMPOSITE

1,421 Ce procédé, qui consiste à accoupler l'appareil dont on veut aider le décollage avec un autre appareil, a été imaginé par le Major Mayo, et expérimenté en Angleterre par les Imperial Airways et la Société Short, en prenant comme appareil porteur un hydravion Short de la série « C » légèrement modifié, appelé « Maïa », et comme appareil porté un petit hydravion construit spécialement, appelé « Mercury ». (V. fig. 11,421).

Pour éviter tout risque de fausse manœuvre et de collision ultérieure des deux appareils, le désaccouplement en vol n'est pas commandé, mais automatique, et ne peut avoir lieu que lorsqu'une certaine force de séparation (réglée par tarage

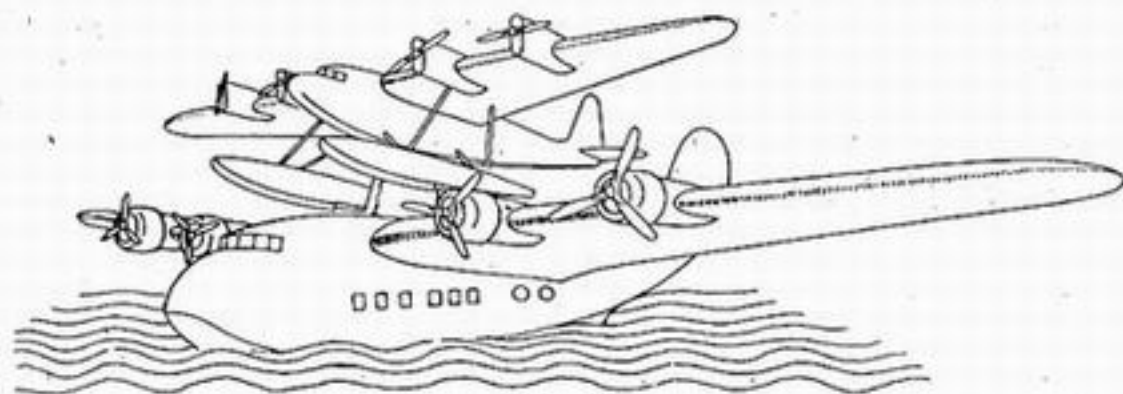


Fig. 11,421.  
Composite Mayo.

dynamométrique des systèmes élastiques d'accrochage) s'est établie entre les deux appareils. Après avoir envisagé de créer cette force de séparation par variation en vol du calage réciproque des deux hydravions, on a préféré s'en tenir à un calage constant, qui permet aussi d'atteindre le but cherché, moyennant une condition aérodynamique, à savoir que  $\frac{dC_z}{di}$  soit plus grand pour le porté que pour le porteur : on peut alors leur donner un calage tel qu'ils atteignent simultanément leur  $C_{z_p}$ , afin de se présenter au mieux pour le décollage, puis en faisant décroître l'incidence de l'ensemble par une mise en palier ou même en piqué léger, on arrive

à donner au porté une sustentation franchement supérieure à celle du porteur, dont il se trouve alors arraché.

11,422

Pratiquement, dans la réalisation qui a été expérimentée en vol avec succès le largage de l'un par rapport à l'autre était commandé par trois opérations. Les deux premières, volontaires, consistaient en des déverrouillages commandés par chacun des deux pilotes en liaison téléphonique. La troisième opération, entièrement indépendante des pilotes, était l'arrachement automatique à partir d'un effort de séparation préétabli (1.400 kg dans le cas du Composite Mayo initial).

Les commandes de vol de l'avion supérieur sont rigoureusement bloquées tant que les deux avions sont réunis, par un dispositif concentré en un point fixe incorporé dans le joint de largage. Lorsque les deux avions se séparent les commandes de l'avion supérieur sont automatiquement libérées.

Ce mode de décollage assisté, assez laborieux par l'ampleur des moyens à mettre en œuvre, est le seul possible lorsque des vitesses de lancement vraiment élevées sont nécessaires : c'est le cas par exemple des avions à tuyère thermo-propulsive (Cf. 11,341.1) qui ont besoin d'une vitesse de lancement (de l'ordre de 300 km/h) dépassant nettement les possibilités des catapultes. D'ailleurs, même si la vitesse propre du Composite au moment du largage est insuffisante, on peut encore jouer sur l'altitude : après largage à 3.000 m par exemple, l'avion thermo-propulsé exécutera d'abord un piqué de hauteur et de pente convenables pour atteindre la vitesse désirée pour l'allumage de son propulseur.

Un tel mode de lancement est également applicable aux engins du genre du  $V_1$ , et a été effectivement et fréquemment appliqué à celui-ci, à partir d'avions porteurs qui étaient généralement des Heinkel 111.

11,423

Il convient d'ailleurs de noter que cette solution est susceptible de généralisation. Dans l'exemple qui vient d'être cité, on apporte à l'appareil dont on veut aider le décollage, à la fois de la puissance et de la surface, c'est-à-dire qu'on diminue simultanément son  $P/S$  et son  $P/W$ .

On pourrait n'agir que sur sa surface, quitte même à aggraver son  $P/W$ . Cela conduirait à lui ajouter de la surface largable, par exemple en l'accrochant sous un planeur sans moteur. Le porté se laisserait alors tomber du porteur, au lieu de s'en arracher vers le haut.

On pourrait aussi n'agir que sur la puissance : c'est le cas des propulseurs spéciaux de décollage, dont nous allons maintenant dire un mot, et qui ne sont plus à proprement parler des Composites puisqu'il n'y a plus séparation en vol d'engins volant séparément.

11,424

Signalons enfin les utilisations militaires qui ont été faites par les Allemands du système de l'avion-composite, pour d'autres fins que la facilité de décollage : l'accouplement d'un chasseur (seul piloté) et d'un bombardier bimoteur bourré d'explosifs, véritable " bombe volante " permettait au pilote d'amener ce dernier au voisinage immédiat de l'objectif, puis de l'abandonner à son pilote automatique en s'esquivant lui-même.

11,43

### ACCÉLÉRATEURS DE DÉCOLLAGE A RÉACTION

Les accélérateurs de décollage à réaction ont connu un énorme développement au cours des hostilités, surtout pour le décollage en surcharge des bombardiers, et à bord des porte-avions où ils ont permis d'acclimater des appareils dont la lon-



gueur de décollage autonome eût été beaucoup trop forte ou dont ils ont autorisé une réduction de dimensions et de tonnages.

Les Allemands ont utilisé pour leurs bombardiers (ex. : Junkers 88) ou leurs gros hydravions (ex. : Blohm et Voss 222) des systèmes à liquides ( $H_2O_2$  et permanganate, avec ou sans hydrazine) logés sous la voilure dans des sortes d'œufs en alliage léger, relativement encombrants et coûteux, qu'on larguait aussitôt après le décollage et qu'on récupérait tant bien que mal par parachute. Ils ont réalisé ainsi les gammes de poussées auxiliaires suivantes : 500 kg, 1.000 kg et 1.500 kg. Les Américains ont utilisé, sous le nom de Jato (« Jet assisted take-off ») des réalisations similaires. Ces dispositifs ont l'inconvénient d'être lourds et de présenter une traînée notable; par contre, ils ont l'avantage de donner une poussée d'assez longue durée (de l'ordre de 30 à 40 secondes).

Au contraire, les Anglais ont beaucoup employé, surtout sur leurs porte-avions, des fusées à poudre contenues dans de simples tubes métalliques, donc légères, peu encombrantes et sans valeur (perdues après le décollage) qui donnent une poussée très forte (de l'ordre de 600 kg par fusée) mais pendant un temps beaucoup plus bref de l'ordre de 4 secondes. Ces engins étaient employés groupés par 2, 4 ou 8 sur un même appareil. On aurait même été jusqu'à 12 et 24 pour faciliter le décollage des planeurs lourds remorqués par des bombardiers fortement chargés.

Ce genre de technique est susceptible de grandes extensions et peut transformer profondément l'infrastructure et le mode d'emploi des appareils. C'est ainsi, par exemple, qu'à la fin des hostilités les Allemands expérimentaient des avions comme le chasseur d'interception « Natter », propulsé en vol par réaction, au moyen d'un propulseur Walter, et décollant *verticalement* sous l'impulsion de quatre puissantes fusées de décollage, avec un bref guidage le long de rails verticaux portés par un pylône. Le problème de l'atterrissage était éliminé par dislocation volontaire de l'appareil, dont les éléments principaux et le pilote redescendaient en parachute.

Sans aller jusqu'à des solutions aussi révolutionnaires, qui ne sauraient d'ailleurs concerner que certains avions militaires, on peut voir dans un usage extensif des accélérateurs de décollage la possibilité prochaine de franchir un pas *important* dans l'accroissement des charges alaires, qui ne seront plus alors limitées que par l'atterrissage — limite qu'on s'efforcera de reculer par de nouveaux progrès sur l'hypersustentation, mais qui est dès à présent d'autant moins sévère que le délestage en vol est plus grand : les avions de transport à grande distance et surtout les bombardiers gros porteurs doivent ainsi dans un avenir prochain doubler largement le cap des 400 kg/m<sup>2</sup> au décollage.

## TRACTION AUXILIAIRE AU SOL

Plusieurs solutions peuvent être envisagées dans ce sens.

On peut employer un treuil avec un câble qui s'attache à l'avant de l'avion, de façon à avoir son point d'attache en avant des cercles d'hélice. Il ne faut pas oublier qu'un câble de ce genre pèse lourd : 1.200 kg environ par 1.000 mètres de câble pour un avion de 10 tonnes, avec une accélération de 1 g. Ce procédé, absolument courant pour les planeurs de vol à voile (v. ci-après Chapitre XII), a aussi été déjà employé pour les avions.

On peut envisager aussi un autre système consistant à utiliser la puissance auxiliaire de moteurs situés sur un petit chariot restant au sol. Ce petit chariot peut être sur voie ferrée, muni de pneumatiques ayant un bon coefficient d'adhérence sur rail, et chargé uniquement de moteurs. On peut aussi l'envisager sur

piste cimentée. De tels procédés n'ont pas encore été effectivement mis en action à notre connaissance, mais ils pourraient être intéressants, sous réserve de la difficulté, qui reste à résoudre, du pilotage en direction pendant le roulement.

Ces divers systèmes sont en quelque sorte des procédés de catapultage partiel. Ils présentent l'avantage par rapport aux catapultes de donner des efforts moindres dans les charpentes puisque, n'étant pas réduits à une course limitée comme la catapulte, ils permettent d'étaler la course de décollage sur 500 ou 1.000 mètres et de se contenter par conséquent d'accélération moindres. Ils pourraient donc, plus facilement que le catapultage proprement dit, être adaptés à des avions existants et non construits spécialement à cet effet. Leur rapidité de mise en œuvre serait supérieure à celle du catapultage et à celle du Composite Mayo, mais ils ont l'inconvénient d'exiger une infrastructure assez compliquée, surtout dans le cas de la voie ferrée.

11,45

## RAVITAILLEMENT EN VOL

Pour finir, disons un mot du ravitaillement de combustible en vol, qui est bien un mode de décollage assisté puisqu'il consiste à parachever en vol le chargement de l'appareil, en lui permettant de décoller léger de combustible. Nous nous bornerons à décrire à titre indicatif la méthode anglaise utilisée pour le ravitaillement en vol des appareils qui ont fait les premières traversées de l'Atlantique Nord.

Une fois les deux appareils en vol de groupe, décalés en hauteur et latéralement, l'hydravion ravitailleur laisse pendre un câble avec un grappin. Le ravitaillé projette en travers de la route suivie par ce grappin, avec une sorte de lance-marteau, une petite masse entraînant un filin léger frappé sur un câble dormant. Ce dernier, assujéti le long du fuselage par des fils à casser, aboutit au bout de la queue (voir

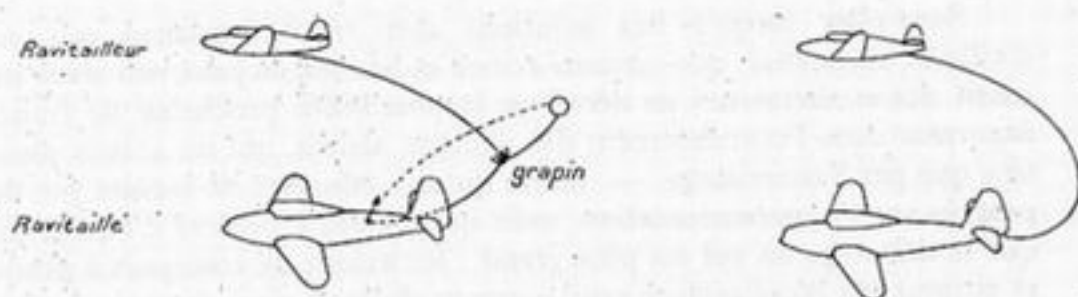


Fig. 11,45. — Ravitaillement en vol.

fig. 11,45). Le ravitailleur ramasse avec son grappin le filin léger et le hisse, puis par ce moyen tire à lui le câble plus solide. Il se trouve ainsi relié au ravitaillé et attache le câble à l'extrémité du tuyau d'alimentation. Le ravitaillé ravale alors son câble, tirant ainsi à lui le tuyau d'alimentation relié à la citerne du ravitailleur, et qu'il amène ainsi en connexion avec l'extrémité de sa queue, où se trouve un système automatique d'accrochage étanche.

Il est nécessaire de prendre de grandes précautions contre l'incendie à cause des questions de charge électrique. Avant l'écoulement du combustible, les potentiels des deux avions doivent être égalisés par une chaînette métallique qui doit rester en place pendant le ravitaillement, le simple frottement de l'essence dans le tuyau risquant de développer des potentiels électriques importants. D'autre part, une batterie d'extincteurs spéciale est préparée dans la queue du ravitaillé à l'endroit où aboutit le tuyau d'alimentation.

## CHAPITRE XII

---

# VOL A VOILE REMORQUAGE

---

### 12,1 - PLANEURS DE SPORT

#### 12,10 GÉNÉRALITÉS

#### 12,101 Utilité.

Parmi les divers agents de propulsion, le plus simple est sans conteste la pesanteur, qu'utilise le vol à voile ou vol sans moteur, la vitesse de descente correspondante étant compensée par les courants ascendants dus, soit à la déflexion aérodynamique du vent sur le relief du sol (vol de pente ou dynamique), soit à des sortes de « cheminées » ascendantes déclenchées en atmosphère instable par des inégalités de température au sol (vol thermique).

Le vol sans moteur constitue un excellent sport, fort agréable en soi. Il présente par ailleurs un intérêt considérable pour la formation de pilotes et la pratique économique du vol : instruction au pilotage pur, y compris P. S. V. et acrobatie, et instruction météorologique.

Il a constitué dans le passé, et constitue encore sur certains points particuliers, un moyen simple et économique de mise au point des machines volantes. Il permet en effet la réalisation et la retouche à peu de frais de formules nouvelles (par exemple : aile volante, dispositifs de limitation des efforts en vol, etc...) et se prête bien à certaines recherches aérodynamiques (profils, hypersustentateurs ou freins aérodynamiques nouveaux, etc.), facilitées par la disparition des perturbations dues au souffle d'hélice, et par la plus grande pureté d'enregistrement due à la disparition des vibrations du groupe motopropulseur.

Il permet enfin des recherches intéressantes relatives à la météorologie (structure des vents, courants convectifs, étude des nuages, etc...) en raison des faibles vitesses verticales et sur trajectoire réalisées en régime permanent, qui rendent possible l'exploration de zones de petites dimensions et, là aussi, à cause des plus grandes facilités d'enregistrement dues à l'absence de vibrations causées par les groupes motopropulseurs.



12,102

Différentes catégories de planeurs de sport.

Il existe des planeurs de performances et de grandes performances dont l'utilisation est réservée aux vols de durée, distance, altitude, etc... Ils utilisent les ascendances de pente, les ascendances thermiques, et sont équipés en vue du pilotage sans visibilité extérieure.

Des planeurs d'acrobatie sont étudiés spécialement pour la voltige aérienne.

Les matériels d'instruction comportent :

— des planeurs de début pour la première formation des pilotes (premières glissades, premiers lancers);

— des planeurs d'entraînement et de perfectionnement, biplaces ou monoplaces, destinés au perfectionnement des jeunes pilotes, et utilisant les ascendances de pente et les ascendances thermiques.

Les planeurs de performances et de grandes performances étant ceux qui doivent réunir le plus de qualités tant constructives qu'aérodynamiques — et ceci en raison même de l'emploi auquel ils sont destinés — nous parlerons d'abord de cette catégorie de planeurs et dirons ensuite en quoi les autres en diffèrent.

## 12,11 - FORMULE GÉNÉRALE

12,111

*PERFORMANCES*

12,111.1

Vitesse minimum de descente.

Le premier point à considérer est la lenteur de descente, le résultat à atteindre pouvant être la durée ou l'altitude. Le planeur pourra se sustenter en palier, ou même monter par les plus petites ascendances si, en air calme, sa vitesse verticale de descente minimum est aussi petite que possible, ce qui conduit à désirer un maximum aussi fort que possible pour  $C_x^3/C_x^2$ . On recherchera aussi dans ce but une charge au  $m^2$  très faible — pas trop cependant car les planeurs trop lents ne peuvent plus faire de vol de pente, le vent les faisant reculer même lorsqu'ils le prennent de front (exemple du planeur ancien « Austria » de Kronfeld). Pratiquement les charges alaires des planeurs de performances sont de l'ordre de 15 à 20 kg par  $m^2$ .

12,111.2

Distance.

Pour la performance de distance, considérons d'abord ce qui se passe en air calme. Il est intéressant d'avoir une pente de trajectoire aussi faible que possible, c'est-à-dire un rapport  $V/V_v$ , aussi grand que possible ( $V$ , composante horizontale,  $V_v$ , composante verticale de la vitesse), ce qui conduit à rechercher la meilleure finesse, puisque la *pente* de la trajectoire est inversement proportionnelle à la finesse seulement, et indépendante en particulier du poids (Cf. équation (11) en 3,204).

12,111.21

On obtient une représentation commode pour les vols de distance des planeurs (v. fig. 12,111.21) en traçant la courbe, souvent appelée « polaire de vol », des vitesses de descente en fonction de la vitesse sur trajectoire. Si l'on confond cette dernière avec sa projection horizontale, ce qui est admissible en première approximation, pour les faibles pentes de trajectoire dont il s'agit, la pente du rayon-

vecteur  $OA$  aboutissant au « point de vol »  $A$  donne, à l'échelle convenable, la pente de la trajectoire : le minimum de celle-ci, correspondant à la plus grande distance franchissable en air calme, est donné par le rayon vecteur  $OT$  tangent à la courbe; les conditions de vol correspondantes sont celles du point  $T$ .

On peut introduire aisément dans ce diagramme les composantes du vent et en déduire le tableau de marche à adopter en fonction des circonstances atmosphériques, prévues ou effectivement rencontrées. En effet, si l'on veut que la pente du rayon vecteur donne toujours celle de la trajectoire *par rapport au sol*,

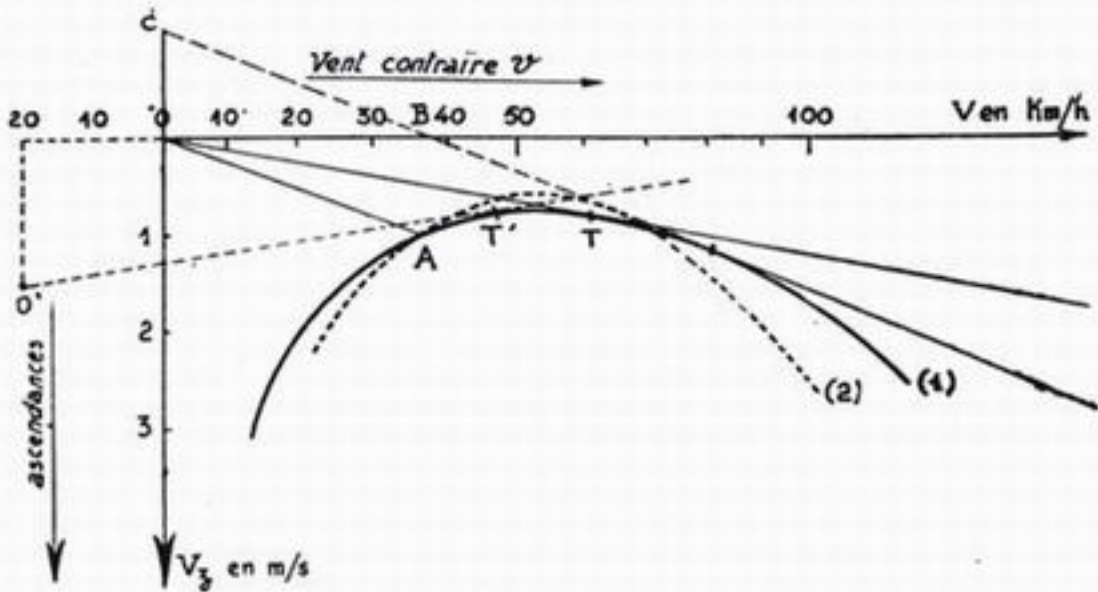


Fig. 12,111.21.

seule intéressante pour un vol de distance où le résultat qui compte est le résultat géographique, l'introduction du vent revient à décaler le point  $O$ , origine du rayon vecteur, d'une quantité égale et de signe contraire au vecteur-vent : on portera donc sur l'axe des abscisses la composante horizontale du vent, donnée par les observations météorologiques, dans le sens positif s'il s'agit d'un vent contraire — et sur l'axe des ordonnées les ascendances ou descendance, qui se liront au variomètre en cours de route, vers le bas s'il s'agit d'ascendances. C'est du point  $O'$  ainsi obtenu qu'on mènera la tangente à la courbe (ex. :  $O'T'$ ). Le point  $C$ , qui correspond à une zone de vent descendant, montre qu'on aura alors intérêt, pour diminuer la pente de descente, à voler à une vitesse *plus élevée*, quoique en air calme une telle façon de faire donne au contraire une pente de descente plus forte.

On voit sur ce diagramme l'intérêt pour les longs voyages des courbes très aplaties dans la zone avoisinant le point de contact  $T$ . En effet, si les planeurs correspondant aux courbes (1) et (2) de la figure sont sensiblement équivalents par vent nul ou par vent favorable, le planeur (2) étant même légèrement meilleur, par contre, dès qu'on se trouve en présence d'un vent contraire supérieur à  $OB$  ( $B$  étant donné par la tangente commune aux deux courbes) le planeur (1) reprend l'avantage.

12,111.22 Cette considération aidera à comprendre le rôle du poids total dans la question. Le poids total du planeur n'influe pas sur la *pente* de la trajectoire, qui est déterminée uniquement par la finesse aérodynamique. Mais il influe sur la valeur absolue des vitesses horizontale et verticale, sans modifier leur rapport. C'est dire qu'une modification de poids transforme les courbes précédentes par une homothétie de centre  $O$  (v. fig. 12,111.22) : un alourdissement transforme par exemple



la courbe (A) en (A'). On voit immédiatement l'intérêt de cette opération quand des vents contraires tels que  $OO_1$  sont à prévoir sur un trajet donné : la pente de la trajectoire s'en trouve notablement diminuée, ce qui permet d'améliorer la performance de distance : en même temps la vitesse est accrue et par conséquent le temps de parcours d'un trajet donné (de ville à ville par exemple) est diminué. Il faut bien voir que ce temps de parcours présente un intérêt intrinsèque, car les

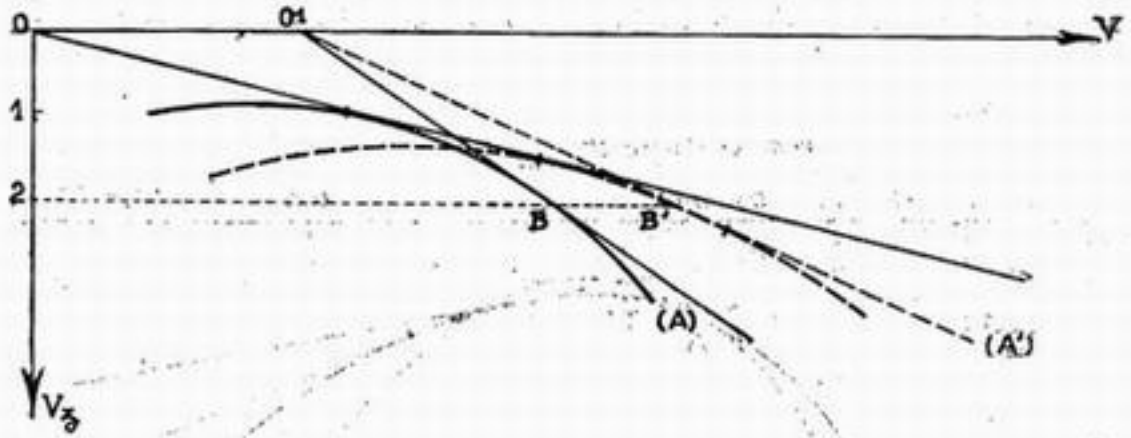


Fig. 12,111.22.

ascendances thermiques dont on peut bénéficier sont des phénomènes diurnes et n'ont par conséquent qu'une durée limitée.

C'est pourquoi la mesure qui sanctionne cette recherche des meilleures performances de distance n'est pas celle d'une pente de trajectoire, qui ne primerait que la finesse, mais celle de la vitesse sur trajectoire pour une vitesse de descente convenue d'avance : 2 m/seconde par exemple. On voit par la figure 12,111.22 qu'on peut l'améliorer par un alourdissement du planeur en passant de B à B' par exemple.

12,111.23

En définitive, la performance de distance n'est pas contradictoire avec celle de montée ou de durée au point de vue aérodynamique, mais elle l'est en ce qui concerne le poids : pour les concilier, les Allemands ont eu l'idée de munir beaucoup de leurs planeurs de ballasts d'eau qui permettent à un même planeur d'être à volonté lourd ou léger, ces ballasts pouvant être vidangeables en vol. Si la question de la première montée ne se pose pas (remorquage au départ), on peut ainsi commencer le vol avec un planeur lourd se prêtant bien aux performances de distance, et disposer en cours de route, si le besoin s'en fait sentir, des moyens optima de remonter son altitude, même par ascendances faibles (ascendances thermiques de restitution vers le soir), grâce à de bonnes performances de montée après avoir vidé le ballast.

12,111.3

### Allongement.

Finalement, les incidences utilisées étant toujours relativement élevées, la recherche des performances conduira donc à de grands allongements pour avoir une bonne finesse. Mais trop d'allongement augmente le poids de construction et nuit à la montée. Il en résulte qu'il existe pour chaque construction un certain allongement optimum, comme pour les avions.

On se tiendra pratiquement plutôt au-dessus qu'au-dessous de l'optimum théorique pour la montée, puisque nous venons de voir qu'un accroissement de P/S donne quelques avantages pour la distance. Pratiquement les allongements



varient de 6 pour les planeurs de début jusqu'à 16, parfois 20 et même davantage, pour les planeurs de performances.

#### 12,111.4 Freinage aérodynamique.

Enfin les planeurs très fins ont besoin d'un freinage aérodynamique pour pouvoir descendre sans prendre de vitesse excessive dans les ascendances très fortes.

En effet, les ascendances utilisées dans le vol à voile peuvent atteindre, notamment dans les cumulus, des vitesses verticales très élevées, de l'ordre de 20 mètres par seconde ou même encore davantage. Une illustration particulièrement parlante de la violence de ces ascendances est l'accident collectif survenu en 1938 à un groupe de planeurs allemands qui ont tous cassé dans une même ascendance exceptionnelle qu'ils avaient voulu utiliser pour le record d'altitude : leurs occupants ont dû se jeter en parachute, mais la vitesse de régime de l'ascendance étant *très supérieure* à la vitesse de descente des parachutes, un des pilotes au moins, ayant eu l'imprudence d'ouvrir son parachute prématurément, avant de sortir du nuage, a été remonté jusqu'à une altitude très élevée où il a été tué par la dépression et le froid.

Les dispositifs freineurs servent aussi, en dehors du piqué, à faciliter l'atter-

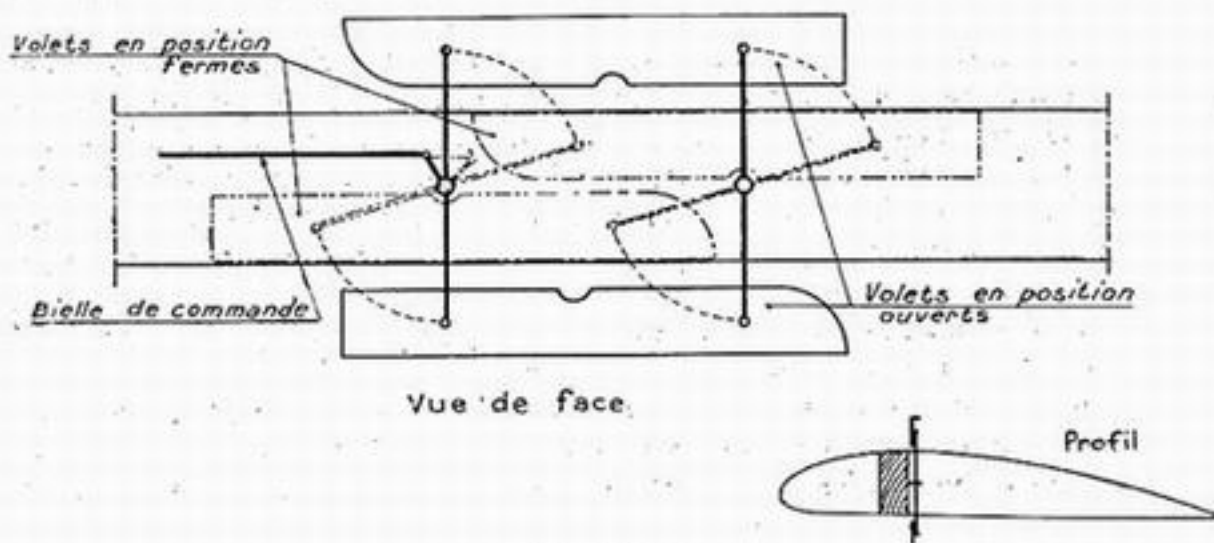


Fig. 12,111.4.

rissage qui, sans cela, serait ici particulièrement laborieux, en raison de la finesse très élevée des planeurs.

Ces dispositifs doivent être étudiés et réalisés de façon à ne pas donner de réactions excessives dans leur commande et à éviter tout déséquilibre (couple piqueur ou cabreur). Ils comportent généralement :

- soit deux volets semblables sortant l'un sur l'extrados, l'autre sur l'intrados;
- soit deux volets de dimensions différentes, le plus faible pouvant se trouver soit à l'extrados, soit à l'intrados;
- soit enfin un seul volet d'extrados.

La figure 12,111.4 donne un exemple de volets freineurs, réalisés d'après un principe fréquemment employé, c'est-à-dire la sortie simultanée sur l'intrados et l'extrados de deux panneaux conjugués se déplaçant par translation dans leur plan, perpendiculaire au vent relatif.

12,112

**QUALITÉS DE VOL**

Au point de vue des qualités de vol, les exigences pour les planeurs sont les mêmes que pour les avions, sauf une exigence particulière supplémentaire, très importante pour le pilotage en *virage serré*.

12,112.1

Cette évolution est en effet une manœuvre presque permanente pour les planeurs de performances s'ils ne veulent pas sortir des ascendances thermiques. En raison de leur grande envergure, due à leur fort allongement, et de leur vitesse réduite, due à leur faible charge alaire, le rayon du virage devient du même ordre de grandeur que l'envergure, ce qui n'arrive pas dans les avions, et l'extrémité de l'aile marchante se déplace à une vitesse *beaucoup plus forte* que celle de l'aile pivotante, qui tombe à presque rien. De ce fait, la portance de l'aile marchante devient de plus en plus prépondérante au fur et à mesure que le virage se serre, ce qui tend à l'engager davantage : il en résulte une instabilité transversale particulière en virage serré, qui rend le redressement difficile, même en braquant totalement les ailerons. C'est une des raisons pour lesquelles on trouve souvent l'efficacité de ceux-ci insuffisante sur les planeurs; nous en verrons une autre plus loin. De là aussi la nécessité de « soutenir au manche », c'est-à-dire de mettre du gauchissement en sens contraire du virage, même sans qu'il y ait de lacet inverse.

12,112.2

On remédie à cette difficulté en faisant évoluer le calage des profils de manière à donner à une très petite surface à chaque extrémité de l'aile une incidence franchement négative : en raison de l'éloignement du centre de gravité qui lui confère un grand bras de levier, la faible portance négative qui en résulte du côté de l'aile marchante équilibre l'excès de portance positive de l'ensemble de cette aile, un peu comme un flettner de petite dimension équilibre la réaction aérodynamique d'ensemble d'une gouverne.

On appelle quelquefois « planeurs positifs » ceux sur lesquels en virage le manche doit être maintenu dans le sens du virage.

Simultanément, cette disposition a l'avantage de diminuer la tendance au départ en vrille brutale : nous avons vu d'ailleurs en 3,325.1 qu'elle est souvent adoptée dans ce but sur les avions, mais sans être, à beaucoup près, poussée aussi loin.

12,112.3

Pratiquement, on se trouve souvent conduit à adopter pour les extrémités d'ailes des profils biconvexes, peu porteurs et de faible traînée, et pour l'emplanture des profils concaves, à fort  $C_x$  maximum. Ainsi obtient-on le compromis optimum, tant au point de vue aérodynamique qu'au point de vue du poids, puisqu'on évite ainsi de charger les extrémités d'ailes, en laissant porter la plus grande partie de l'appareil par la région de l'emplanture. Notons aussi qu'en agissant de la sorte, on renforce, en s'adressant cette fois à *la forme* même du profil, les raisons aérodynamiques données en 8,332 pour *épaissir* les profils d'emplanture et réaliser ainsi le gain maximum de poids qu'on puisse attendre de l'amincissement de l'aile. Cet effet croissant avec l'allongement, les planeurs sont, parmi tous les appareils, ceux pour lesquels l'évolution des profils le long de l'envergure est la plus considérable puisqu'elle va jusqu'à changer non seulement l'épaisseur, mais la famille même du profil.

2,113

## SILHOUETTE GÉNÉRALE

Vues de face, les ailes des planeurs sont très souvent en M, afin d'avoir un dièdre sensible pour la stabilité transversale, mais néanmoins aussi faible que pos-

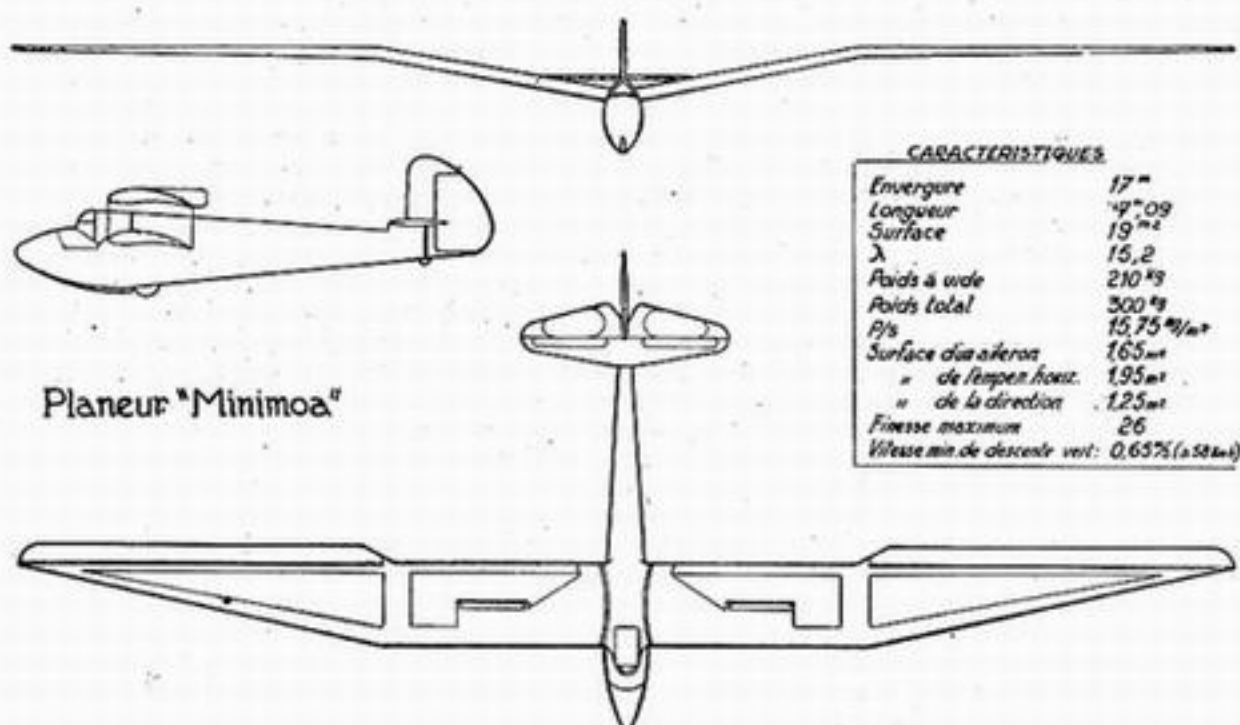


Fig. 12.113 A.

sible dans la région des ailerons afin d'éviter le lacet inverse. Les planeurs sont

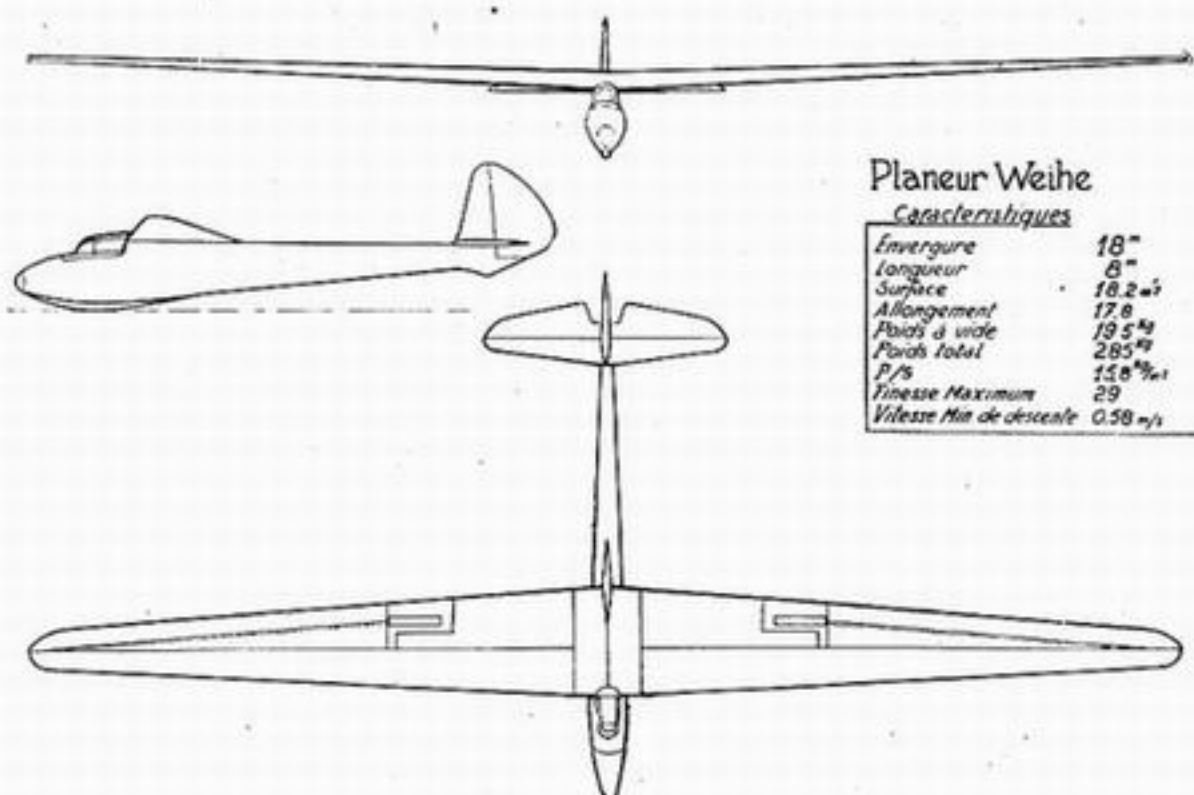


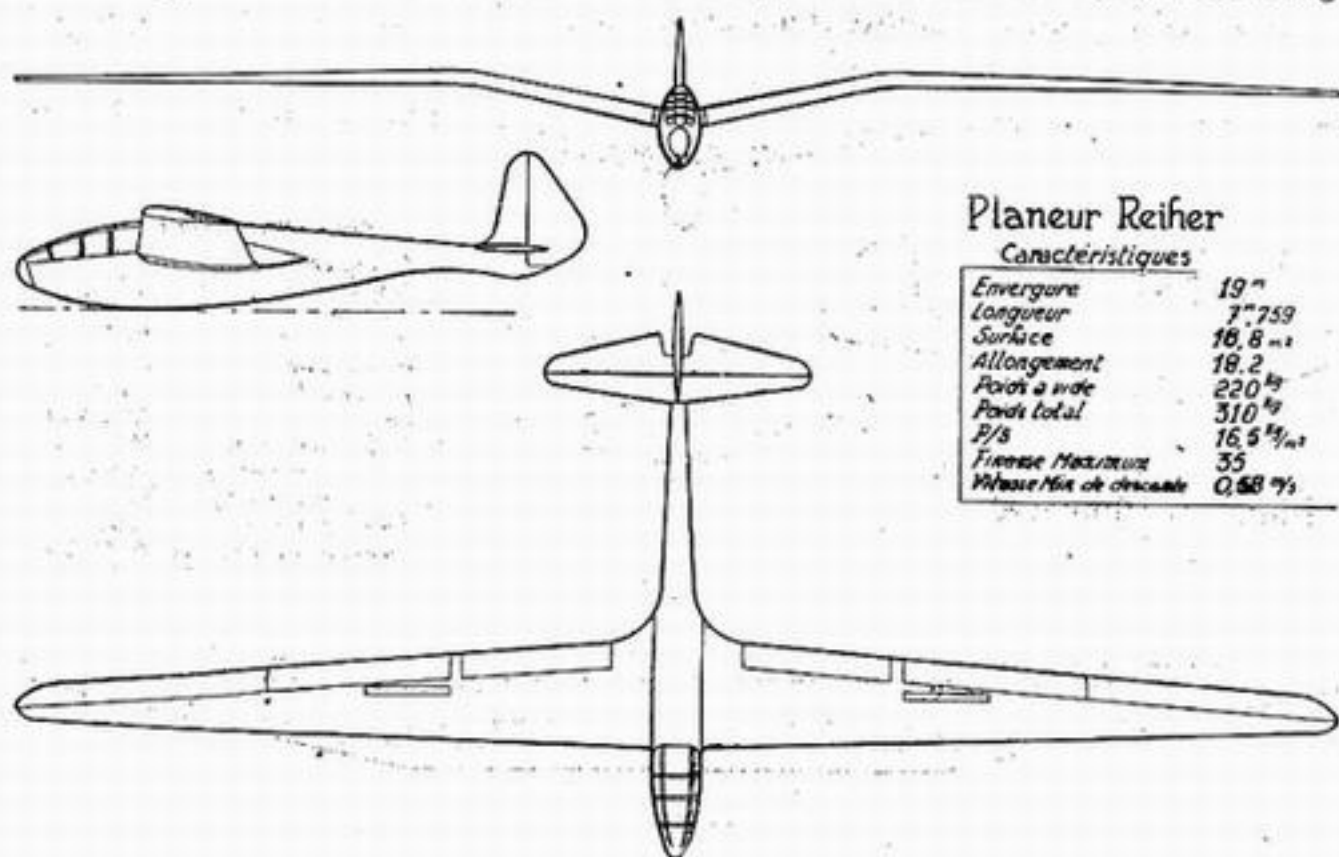
Fig. 12.113 B.

en effet très sensibles au lacet inverse et le dièdre dans la région des ailerons l'augmente.



D'ailleurs, pour des raisons d'utilisation, les extrémités d'ailes des planeurs ne doivent pas se trouver trop haut parce qu'au moment du lancer elles doivent être tenues par un aide pour assurer l'équilibre latéral.

Les planeurs-école de début ont souvent, par raison d'économie, un fuselage



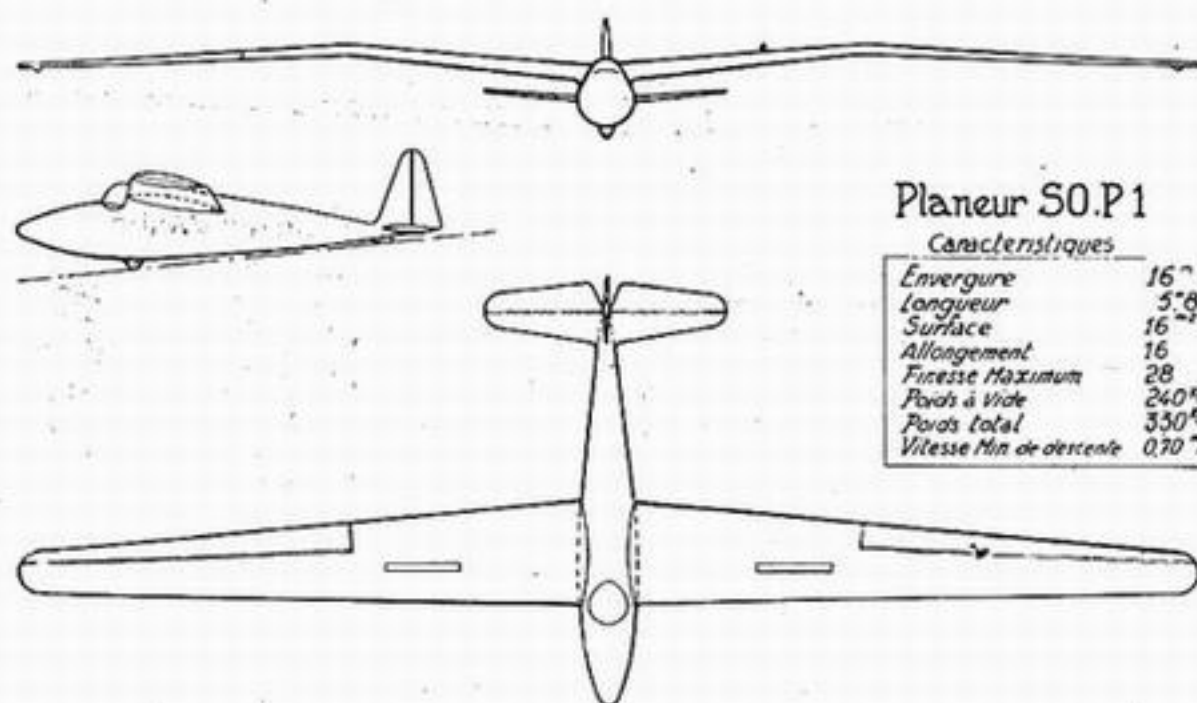
### Planeur Reifer

#### Caractéristiques

Envergure	19 m
Longueur	7,759
Surface	18,8 m <sup>2</sup>
Allongement	18,2
Poids à vide	220 kg
Poids total	310 kg
F/S	16,5 m <sup>2</sup> /m <sup>3</sup>
Finesse Maximum	35
Vitesse Min de descente	0,68 m/s

Fig. 12,113 C,

en treillis à l'air libre du genre des avions « cages à poules » d'autrefois. Mais les



### Planeur S.O.P. 1

#### Caractéristiques

Envergure	16 m
Longueur	5,830
Surface	16 m <sup>2</sup>
Allongement	16
Finesse Maximum	28
Poids à vide	240 kg
Poids total	350 kg
Vitesse Min de descente	0,70 m/s

Fig. 12,113 D.

planeurs de performances, monoplaces ou biplaces, ont tous un fuselage très soigneusement caréné.

Comme exemples de planeurs de performances modernes, citons les planeurs allemands « Minimoa » (fig. 12,113 A) et plus récemment « Reifer » (v. fig. 12,113 C), « Weihe » (v. fig. 12,113 B), « Meise », etc... — et les planeurs français C. M. 7, S. O. P. 1 de la S.N.C.A.S.O. (v. fig. 12,113 D), Le Grix, 15, Air 100, Guerchais 70, etc...

12,114

*PLANEURS DES AUTRES CATEGORIES*

Sur les planeurs d'instruction de début, les performances cèdent le pas à la rusticité et au faible prix de revient, ce qui conduit à des allongements beaucoup moindres, à l'absence de dispositifs freineurs, de ballast, etc..., et enfin à des constructions moins fragiles, donc à un poids total plus élevé.

Jusqu'à présent les planeurs biplaces à double commande étaient généralement en tandem (exemple en France : Castel 242), cependant une tendance se dessine vers des biplaces côte à côte qui permettent une plus grande facilité d'instruction (exemples en France : Caudron 810, Castel 25 S, etc.).

On passe par continuité des planeurs de début aux planeurs d'entraînement et de perfectionnement monoplaces, de plus en plus fins, et qui sont un acheminement progressif vers le planeur de performances. Dans cette série continue s'intercale le planeur biplace d'instruction pour le vol dans les nuages.

Enfin les planeurs d'acrobatie, destinés à exécuter toutes les figures de l'acrobatie classique, sont généralement fabriqués spécialement dans ce but. On leur donne moins d'allongement qu'aux planeurs de performances; ces derniers sont généralement assez robustes pour supporter l'acrobatie mais leur allongement considérable nuit à leur maniabilité transversale.

Ils ne comportent pas non plus de torsion négative en bout d'aile, qui conduirait dans le cas du vol sur le dos à des charges trop élevées.

12,115

*TABLEAU DE CARACTÉRISTIQUES*

Le tableau ci-après donne les principales caractéristiques de divers planeurs de sport français ou étrangers.

## 12,12 - CONSTRUCTION

La rédaction de ce paragraphe a été enrichie de nombreux apports dûs à M. Maillot, Ingénieur des Travaux Aéronautiques, et à M. Hazard, Agent Technique de l'Aéronautique.

12,121

*CALCUL*

12,121.1

Les planeurs ont été répartis en deux catégories au point de vue calcul. Dans la première figurent les planeurs d'instruction, de perfectionnement et de performances, pour lesquels le coefficient de charge à rupture est pris égal à 9. La deuxième catégorie groupe les planeurs de grandes performances et d'acrobaties, le coefficient de charge à rupture est pris égal à 12. On s'est inspiré des conditions particulières d'utilisation de chacun des planeurs considérés pour le classer dans ces deux catégories.

12,121.2

Le règlement de calcul des planeurs est le règlement 2.004/B, auquel certaines modifications et additions ont toutefois dû être apportées.

En particulier :

— la vitesse  $V_0$ , qui sert de base à toute l'application du Règlement, est basée pour les avions sur la vitesse maximum en palier, qu'on serait bien en

# CARACTÉRISTIQUES TECHNIQUES DE DIVERS PLANEURS DE SPORT

(Tous ceux qui ne portent pas une mention contraire sont monoplaces)

Planeurs	Poids en kg	Vide en l	P/S en charge	Surface m <sup>2</sup>	Envergure m	Allongement	Finisse max.	V. min. m/sec	Catégorie	Disposition de la Voilure Observations
<b>1 - FRANÇAIS</b>										
Avia 11 A	120		11,6	18,55	10,54	6		1,75	Début	Haubanée, rectangulaire, haute. Poutre-fuselage nue.
Avia 151 A	151		13,6	18	12,20	8		1,10	Entraînement	d° Fuselage caréné.
Avia 40 P	146		15,5	15,33	15	14,9	22	0,75	Performance	Haubanée, trapézoïdale, haute, sans cassure.
Castel 301	138		15,9	14,6	12,28	10,5	19,3	0,95	Perfectionnement	Haubanée, rectangulaire, haute, sans cassure.
Emouchet	130		14,1	16	12,56	9,85	17	0,90	Perfectionnement	Haubanée, trapézoïdale, haute, sans cassure.
Caudron 800	250		19,5	22	16	11,6	20	0,95	Biplace d'instruction	Haubanée, haute. Freins aérodynamiques d'atterrissage.
Castel 25 S	267		22,35	20	16	12,8	21	0,90	Biplace d'instruction	d°
P.M. 200	295		24,25	19,6	15	11,45	20	1	Biplace de performance	Cantilever, médiane, freins de piqué.
Mauboussin CM 7	320		23,2	21,6	18	15	27	0,70	Biplace de performance	Cantilever, haute, en M (et vue de dessus en W). Freins de piqué.
Guércha 70	250		20,3	17	17	17	29	0,70	Grande performance	Cantilever, médiane, en M; freins de piqué.
Air 100	205		16,7	18	18	18	30	0,60	Grande performance	Cantilever, médiane, freins de piqué.
Mauboussin CM 8	195		19	15,72	13,5	13,5	23	0,80	Acrobatie	Cantilever, médiane, en M; freins de piqué.
<b>2 - ÉTRANGERS</b>										
<b>2.1 Suisses</b>										
Spalinger S 111	136		16,3	14,16	14,30	14,5	21	0,70	Performance	Cantilever, trapézoïdale, semi-haute, légèrement en M.
Spalinger S 18	131		11,5	12,7	14	14	20	0,9	Acrobatie	d°
Spyr 111	115		13	13,55	16,5	20,4	27	0,55	Grande performance	Cantilever, trapézoïdale, haute, sans cassure.
<b>2.2 Allemands</b>										
Habicht 1	200		17,5	15,82	13,6	11,7	22	0,78	Acrobatie	Cantilever, trapézoïdale, moyenne en M accentué.
Hütter H 17	90		19,6	9,2	9,7	10	17	1,00	Perfectionnement	Haubanée, rectangulaire, haute, sans cassure.
Kranich	270		19,8	22,7	18	14,2	24	0,7	Biplace de performance	Cantilever, trapézoïdale, moyenne, légèrement en M.
Grunau Baby	135		15,5	14,5	13	11,7	19	0,8	Entraînement	Profil d'extrémité : plan convexe inversé.
Münimos	220		16,3	19,2	17	15	26	0,65	Grande performance	Cantilever, trapézoïdale, semi-haute, en M accentué. Torsion — 5°. Roue à l'AR du patin.
Reiher	220		17	18,8	19	19,13	33	0,56	d°	Cantilever, trapézoïdale, moyenne en M.
Weibe	195		15,8	18,2	18	17,8	29	0,58	d°	Cantilever, trapézoïdale, haute, sans cassure. Torsion — 7°. Waterballast de 40 l.
Meise	166		17	15	15	15	25		Planeur Olympique (performance acrobatie, etc.)	Cantilever, trapézoïdale, haute, sans cassure, dièdre 2°5.



peine de déterminer pour les planeurs. Elle a donc été prise conventionnellement pour eux comme étant la vitesse sur trajectoire correspondant à une vitesse verticale de descente de 5 m/s;

— dans le calcul ailerons braqués, on admet une valeur limite du couple de roulis, et les charges sur les ailerons ne peuvent être inférieures à 70 kg/m<sup>2</sup>;

— dans le calcul des commandes, les charges forfaitaires admises par le 2004/B sont réduites de moitié;

— le calcul à l'atterrissage a été aménagé pour tenir compte des conditions spéciales d'atterrissage des planeurs;

— un calcul spécial au piqué est prévu pour les planeurs munis de freins de piqué;

— un cas supplémentaire a dû être établi pour le calcul au remorquage et au lancer par treuil, permettant de déterminer une vitesse de sécurité  $V_s$  à ne pas dépasser dans ces conditions d'utilisation : le câble étant supposé perpendiculaire à la vitesse de l'appareil en vol horizontal à l'incidence du  $C_{z_0}$ , à la vitesse  $V_s$  et celui-ci étant en équilibre sous l'action des forces aérodynamiques, de son poids, et de l'effort dans le câble, tous les efforts étant multipliés par 4/3, on vérifie la résistance de l'ensemble du planeur à la limite élastique.

12,122

## MATÉRIAUX

Les planeurs sont généralement construits en bois, tant pour la légèreté que pour la facilité de réparation. Ils sont cependant quelquefois métalliques (exemples : planeur allemand DFS D. 30, planeur français S. O. P. 1).

12,122.1

Les différents bois utilisés sont surtout :

— pour les pièces importantes (semelles de longerons) : le spruce, qu'on peut au besoin remplacer par des bois métropolitains tels que le pin, l'épicéa, etc...;

— pour les pièces travaillant en compression, les patins d'atterrissage, les béquilles : le frêne;

— pour les remplissages, baguettes, etc... : le peuplier;

— pour les contreplaqués : l'okoumé et le bouleau, remplaçables respectivement par le peuplier ou le platane d'une part, et le hêtre d'autre part.

Les feuilles de contreplaqué sont parfois livrées avec une face rugueuse pour faciliter les collages. Le balsa est également employé pour certains remplissages, ou pour les raccords, les pointes AV de fuselage. Dans ce cas, il est durci par plusieurs couches de colle à la caséine diluée, puis peint et vernis.

12,122.2

La colle la plus couramment employée jusqu'à présent était la colle à la caséine, qui a l'avantage de pouvoir s'employer sans addition, mais s'altère assez rapidement une fois qu'elle est préparée.

Pour des raisons d'approvisionnement, on utilise maintenant aussi d'autres colles, notamment des colles à l'urée-formol (exemple : Caurite), d'un emploi moins commode, car elles nécessitent l'utilisation d'un durcisseur (10 parties de durcisseur pour 100 de colle).

12,122.3

Les toiles utilisées pour l'entoilage sont :

— en coton pesant 90 gr. au m<sup>2</sup> (R = 1.000 kg nue);

— en soie pesant 45 gr. au m<sup>2</sup> (R = 760 kg nue) ou 30 gr. au m<sup>2</sup> (R = 500 kg nue).

Les enduits utilisés pour les toiles de coton sont les mêmes que pour les avions.

Pour les toiles de soie les enduits acétocellulosiques donnent de mauvais

résultats : étant donné que le risque d'incendie n'existe plus sur planeur, on utilise plutôt des enduits nitrocellulosiques. A noter que ces enduits doivent être pigmentés pour éviter l'attaque de la soie par le soleil.

Comme l'entoilage constitue ici une partie relativement importante du poids total (presque 10 %) on cherche de diverses façons à l'alléger. Étant données les faibles charges au m<sup>2</sup> le revêtement ne supporte que des efforts très faibles : on a parfois été jusqu'à le réaliser en papier — mais il faut alors le vernir parfaitement, car le papier est très hygroscopique et risquerait en se chargeant d'humidité de se détendre, de se ramollir et de se déchirer.

12,122.4 Les métaux utilisés sont l'acier soudable à haute résistance pour les ferrures principales, l'acier de classe courante pour les ferrures secondaires.

La plupart des autres pièces métalliques (organes de commande, renvois et guignols, poulies, etc...) sont en alliage léger.

12,122.5 L'usage des matières plastiques se répand de plus en plus; tant pour les parties vitrées que pour certaines pièces de construction (poulies en bakélite armée de toile, éventuellement siège pilote, etc...).

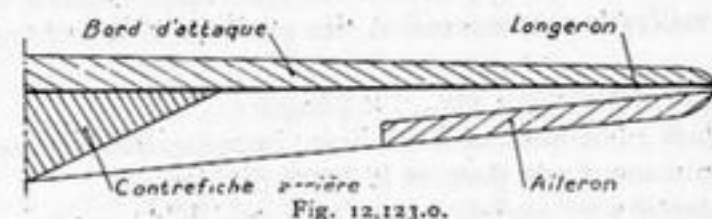
## 12,123 STRUCTURE DE L'AILE

### 12,123.0 Généralités.

Presque tous les planeurs sont monolongerons.

Le bord d'attaque en contreplaqué constitue avec le longeron un caisson résistant en torsion. Souvent, une contrefiche oblique reporte les efforts de torsion vers l'arrière au voisinage de l'emplanture et assure la tenue aux efforts de traînée.

Cette contrefiche donne alors naissance à un panneau triangulaire recouvert de contreplaqué, à l'arrière du longeron. Le reste de la voilure est entoilé (voir fig. 12,123.0).



Il existe toutefois des planeurs dont la structure est conçue différemment : par exemple, le Reiherr, dans lequel les efforts de torsion sont transmis au fuselage non pas par une nervure oblique les reportant à l'arrière, mais par une membrure les reportant à l'avant, tout près du bec d'attaque.

La difficulté principale de la construction des planeurs réside dans l'obtention d'une bonne rigidité de l'aile en torsion. La condition exigée par les calculs est de ne pas dépasser à la vitesse  $V_1$  du piqué de l'évolution la demi-inefficacité des ailerons, c'est-à-dire une déformation de torsion de la voilure moitié de celle qui donnerait une action nulle des ailerons.

### 12,123.1 Longerons.

L'amélioration des performances, qui a conduit à la réalisation d'ailes de plus en plus minces, a posé dans toute son acuité le problème de la résistance des longerons à la flexion. En 1933, la valeur moyenne du rapport de la hauteur du longeron à la demi-envergure était voisine de 1/40 tandis que maintenant, certains appareils nouveaux accusent, pour le même rapport, des valeurs de l'ordre de 1/70 ou même encore moindres.

Les exigences de solidité sont d'ailleurs encore dépassées par celles de rigidité.

2,123.11

Les *longerons en bois* sont généralement des caissons de section rectangulaire. Le rapport de la largeur du longeron à sa hauteur est souvent de l'ordre de 1/2, mais ceci conduit à une perte de poids due aux cales de remplissage et aux raidisseurs.

Pour y remédier on peut ramener ce rapport à 1/5 environ, et adjoindre à l'extérieur du caisson ainsi constitué des compléments de semelles sur lesquelles sont réalisées les variations de largeur du longeron.

2,123.12

On peut mentionner comme exemple de réalisation de *longeron métallique* celui du planeur français SOP 1, dont la section est un caisson presque carré, les âmes étant assemblées aux semelles débordantes par de petites cornières extérieures.

On rencontre même exceptionnellement des constructions qui se rapprochent du caisson pur : ainsi l'aile métallique du planeur allemand D. 30, qui ne présente qu'une hauteur de 15 centimètres à l'encastrement pour une portée de 10 mètres, comporte 3 âmes, dont deux constituent les petits côtés du rectangle et la troisième est centrale. Le revêtement travaillant est renforcé par des raidisseurs en long et des nervures en large.

12,123.2

### Nervures.

Les nervures des planeurs en bois ont toutes des chapeaux de section rectangulaire pour des raisons de rigidité.

D'une manière générale les âmes de nervures sont :

— en contreplaqué ajouré, avec baguettes formant raidisseurs, pour le bord d'attaque,

— en treillis dans la partie centrale,

— en contreplaqué ajouré pour le bord de fuite.

Dans le cas particulier du bord de fuite, qui en raison de sa faible épaisseur ne se prête pas à la réalisation en treillis, l'âme de contreplaqué confère à la nervure une plus grande rigidité, évitant ainsi les déformations qui pourraient se produire du fait de la tension de l'entoilage après enduisage.

Parfois, pour simplifier le montage de l'aile, tout en conservant au longeron la plus grande hauteur possible, les trois parties de la nervure viennent de fabrication, provisoirement solidarisées à hauteur du longeron par de petites baguettes auxiliaires collées, mais amovibles. Ce « pont » de montage permet l'enfilage des nervures sur le longeron comme si elles étaient en une seule pièce. On les fait sauter après réalisation de l'assemblage définitif.

12,123.3

### Entoilage - Enduisage.

12,123.31

On réalise d'abord les nappes constituant l'entoilage. La fixation de la nappe aux nervures peut se faire :

— par collage direct sur les nervures;

— par couture sur un marouflage entourant celles-ci;

— par lardage (Cf. 4,112.412.1).

Il est techniquement préférable de comprendre le bord d'attaque dans l'entoilage. On a ainsi une nappe de toile continue, partant du bord de fuite, recouvrant l'extrados, le bord d'attaque, l'intrados et revenant se terminer au bord de



fuite. Mais en contrepartie on a une plus grande consommation de toile et une légère augmentation de poids.

Dans le cas d'entoilage cousu, il y a lieu de coudre la nappe aussi bien sur l'extrados, où elle est soumise à une forte dépression, que sur l'intrados, où la pression aérodynamique appliquant la toile sur les nervures est insuffisante pour empêcher la tension de la toile enduite de la séparer des nervures dans le cas d'un profil concave, ce qui est le cas général, au moins à l'emplanture.

12,123 32

L'enduisage a pour but de tendre la toile, d'augmenter sa résistance, de l'imperméabiliser, d'obtenir une surface bien polie, car la traînée induite étant très diminuée par le grand allongement, la traînée de frottement prend une importance relative plus grande que sur les avions, d'où l'importance considérable du recul maximum du point de transition, et corrélativement d'un excellent « fini » de surface.

On passe en général :

- 1 couche de tension incolore;
- 2 couches de tension pigmentées;
- 1 couche de finition.

Sur les planeurs de début, qui sont soumis à des casses fréquentes, on se contente de passer sur l'entoilage l'enduit de tension seulement. On facilite ainsi la réparation en simplifiant les opérations de décapage de la toile nécessaires pour le collage des pièces.

Lorsqu'on procède à l'enduisage des gouvernes (profondeur, direction, etc...), il est recommandé d'enduire les deux faces simultanément et non successivement pour éviter l'apparition de déformations.

12,123-4

#### Ferrures de liaison aile-fuselage.

12,123.41

La conception des ferrures principales d'ailes est délicate et demande beaucoup de prudence et surtout une longue pratique. Les efforts à transmettre sont maintenant avec les ailes minces de l'ordre de 25 tonnes. Il faut donc des ferrures très longues pour bien les répartir dans le bois.

On a intérêt à utiliser des boulons de gros diamètres disposés en ligne et largement espacés (7 diamètres), plutôt que plus resserrés et disposés en quinconce, et plutôt aussi qu'une quantité de petits boulons répartis en quinconce, le nombre de fibres coupées étant plus faible dans le premier cas que dans les autres.

Enfin, avec les longerons actuels qui sont larges, chaque boulon, sollicité par les ferrures à ses extrémités, tend à fléchir par matage du bois près de celles-ci. Là encore le boulon de gros diamètre présente un avantage sur le boulon de faible diamètre. Par contre, à matage égal, il pèse plus lourd.

Pour concilier ces deux exigences contradictoires, deux solutions se présentent :

- soit utiliser des boulons *creux* de grand diamètre;
- soit au contraire utiliser des boulons de faible diamètre, dont on améliorera la tenue en flexion par des fourrures de métal plus léger (duralumin), qui en même temps conduiront à des taux de matage du bois plus faibles.

12,123.42

Les liaisons voilure-fuselage peuvent se faire selon l'un des trois schémas A, B, C de la figure 12,123.42 :

— ou bien (solution A) les deux demi-ailes sont d'abord assemblées entre elles (axes 1 et 2), puis l'ensemble traversant ainsi constitué est attaché au fuselage par deux autres axes (3 et 4); l'inconvénient est que, pendant le transport au sol,

l'absence de la voilure laisse un vide complet où les parois du fuselage restent flottantes et mal tenues;

— ou bien, à l'extrême inverse (solution C) chaque demi-aile vient se fixer indépendamment, de chaque côté du fuselage, sur une traverse inamovible;

— ou enfin, selon la solution intermédiaire B qui est la plus élégante, chaque demi-aile se fixe à la fois par un axe inférieur (axes 2 et 3) sur le fuselage, qui reste ainsi tenu par une traverse permanente 2-3, et par un axe supérieur (axe 1) sur l'autre demi-aile, économisant ainsi un axe sur quatre, et par conséquent du prix, du poids, et surtout du temps au démontage et au remontage, point de vue important en raison de la fréquence de ces opérations dans l'exploitation des planeurs de performances pour le retour des voyages de distance (v. ci-après 12,128).

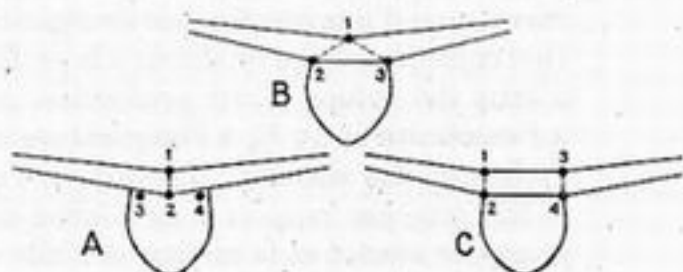


Fig. 12,123-42.

2,124

## STRUCTURE DU FUSELAGE

La construction la plus répandue pour les planeurs de performances est la construction coque, avec une section de forme ovoïde. A la partie inférieure les parois du fuselage forment toujours un angle assez aigu, de façon à obtenir un dégagement suffisant et éviter les crevaisons de la coque par des obstacles situés sur le terrain, surtout quand, au repos, le planeur repose sur l'extrémité d'une aile.

2,125

## COMMANDES ET GOUVERNES

2,125.1

### Commandes.

Les commandes des planeurs sont, dans la grande majorité des cas, des commandes souples. On ne rencontre de commandes rigides qu'en de rares exceptions (planeur de performances français S. O. P. 1 par exemple).

Il convient d'attirer l'attention sur le fait que les commandes par câbles ne doivent pas être traitées avec moins de soins sur planeurs que sur avions (Cf. 4,621.1). Il a fallu en particulier réagir énergiquement contre la fâcheuse tendance qu'avaient certains constructeurs, sous prétexte de gain de poids, à substituer le plus possible aux poulies de renvoi ou de changement de direction des câbles, des galets dits « galets guide-câble ».

L'emploi des poulies orientables est tout particulièrement recommandé dans le cas où le câble est soumis à des changements d'orientation. On évite ainsi une usure anormale du câble due à son frottement sur les flancs de la gorge de la poulie et on diminue la tendance au déjantage, contre laquelle on pourra utilement aussi munir la poulie d'étriers.

2,125.2

### Gouvernes.

Les gouvernes sont de structure analogue à celle de la voilure (monolongeron, bord d'attaque résistant en torsion, partie arrière entoillée).

En raison de l'inertie de lacet due aux grands allongements, la partie fixe de l'empennage vertical est très faible par rapport à la surface mobile.

L'insuffisance de l'efficacité des ailerons, dont on se plaint souvent sur les planeurs, peut tenir au phénomène signalé en 12,112. Mais elle provient fréquemment aussi d'une insuffisance de rigidité en torsion de la voilure. D'où l'augmentation considérable qu'on donne à la profondeur des ailerons des planeurs par rapport à ceux des avions. Cette profondeur atteint couramment 50 % de la corde d'aile à l'extrémité et 25 % à l'emplanture de l'aileron. On améliore ainsi doublement l'efficacité des ailerons : d'abord par l'augmentation de leur surface et ensuite par le fait que, par rapport à un aileron de moindre profondeur, le foyer secondaire se trouve avancé et la torsion de l'aile diminuée.

Il serait intéressant d'étudier pour les planeurs des ailerons introduisant peu de supplément de torsion. Les ailerons Mercier (Cf. 1,122.31) en seraient un exemple, mais il n'est pas sûr que l'allongement considérable des voilures de planeurs leur convienne. De plus, une telle solution risquerait d'être fâcheuse en utilisation, en donnant des détériorations fréquentes d'ailerons à l'atterrissage. Elle serait d'ailleurs peut-être mal compatible avec l'incidence négative préconisée en 12,112.

Le manque de rigidité en torsion peut être aussi le fait de l'aileron lui-même, dont les articulations, fixées sur son longeron, obligent à sectionner le bord d'attaque (résistant en torsion) au droit de chacune d'elles. On y remédie, comme il a été dit en 4,611.22, par l'adjonction au droit de chaque articulation, d'un revêtement partiel en contreplaqué de la partie arrière.

12,126

## ATTERRISSEURS

L'atterrisseur des planeurs fut pendant longtemps constitué uniquement :

- d'un patin en forme de ski, fixé sous la quille, avec interposition d'amortisseurs de caoutchouc, en forme de cylindres creux d'axe horizontal;
- d'une béquille constituée d'une simple pièce de bois dur sans amortisseur.

Le patin présente l'avantage de réaliser un freinage très efficace du planeur à l'atterrissage, mais gêne un peu les lancers et beaucoup les manipulations au sol du planeur.

Pour faire disparaître ces inconvénients, on munit quelquefois les planeurs *tout en conservant le patin*, d'un diablo de roues largable, qui est libéré après le décollage, à une altitude qui ne doit pas être inférieure à 7 à 10 mètres de façon qu'il ne puisse, en rebondissant, venir heurter les empennages.

Très fréquemment, les planeurs sont maintenant équipés de façon permanente d'une roue unique fixée légèrement *en arrière* du centre de gravité. En position normale, le planeur repose au sol par son patin et la roue. Au décollage, on libère le patin en cabrant légèrement le planeur qui court alors sur la roue. A l'atterrissage, on réalise le freinage en poussant sur le manche, pour faire froter énergiquement le ski.

Sur les planeurs de grande performance, cette roue est escamotable en vol. Elle peut être montée avec dispositif amortisseur, et comporter un frein dont l'action vient à l'atterrissage s'ajouter à celle du patin.

Une mauvaise pratique consisterait à monter cette roue en avant du centre de gravité, comme dans les avions. Dans ce cas, le planeur ne reposerait pas normalement sur le patin. En fin d'atterrissage, quand l'efficacité de la profondeur serait devenue insuffisante pour provoquer le basculement vers l'avant, le freinage du patin disparaîtrait. En cas d'atterrissage de fortune sur pente avec vent arrière, on rencontrerait les plus grandes difficultés, le planeur tendant, grâce à sa roue, à se remettre face au vent et à décoller ensuite sur la pente.



Le montage d'une roue sur planeur a conduit à prévoir une béquille amortie, la queue talonnant alors fréquemment. L'amortisseur est constitué soit par une lame de ressort, soit par une balle de tennis (cas du Minimoa — v. fig. 12,113 A).

## 2,127 *EQUIPEMENT - AMÉNAGEMENT*

Les planeurs d'instruction possèdent en général un anémomètre, un variomètre, un altimètre, et même parfois un compteur de temps de vol. Les planeurs de performance possèdent en outre un contrôleur de vol électrique, toujours un compteur de temps de vol (fonctionnant par le vent relatif), un compas, un clinomètre — auxquels on ajoute en général un barographe.

Le confort de l'aménagement est capital pour les vols de performance, en raison de leur longue durée et de l'atmosphère agitée où ils se déroulent. Ce confort est difficile à obtenir à cause de l'exiguïté des carlingues moulées sur le pilote : à la limite, celles-ci devraient être construites sur mesure. Tout au moins devra-t-on ménager le plus possible de réglages. L'aération devra être prévue, ainsi que l'installation de provisions de bouche; un urinoir est indispensable.

Bien entendu, l'aisance de l'évacuation en parachute reste une nécessité primordiale.

## 2,128 *DIVERS*

On réalise sur les planeurs une démontabilité très poussée. Le transport par voie ferrée, et surtout par route, étant pour ces engins un mode d'emploi beaucoup plus constant que pour les avions, puisque le démontage après atterrissage en campagne est presque de règle à l'issue des vols de distance, il est nécessaire d'avoir un démontage rapide avec débranchage et remontage instantanés des commandes. Pour le remplacement des extrémités d'ailes qui sont souvent détériorées, il serait souhaitable qu'elles fussent amovibles.

En raison du faible poids total et de la position excentrée du pilote, le centrage varie dans de fortes proportions selon le poids du pilote : on devra ménager des possibilités de réglage très facile de ce centrage sans supplément de poids excessif ni gêne pour le confort. La question est d'une importance particulière pour les planeurs d'instruction, destinés à être montés successivement par des pilotes d'âge et de sexe différents, donc de poids très variables.

Pour toutes les raisons que nous venons de détailler, la construction des planeurs n'est pas un simple bricolage facile, comme beaucoup l'imaginent, mais une tâche délicate et qui demande beaucoup d'expérience de cette technique particulière — expérience assez différente d'ailleurs de celle des avionneurs.

## 12,13 - DÉCOLLAGE DES PLANEURS

### 2,131 Divers procédés.

Les planeurs, dépourvus de groupes motopropulseurs, sont dans l'incapacité absolue de décoller par eux-mêmes; ils doivent donc faire appel aux divers procédés de décollage assisté qui sont à leur portée. Les seuls qui soient véritablement pratiques pour l'utilisation courante sont évidemment ceux qui dérivent du remorquage.

12,131.1

Le procédé le plus ancien, et en même temps le plus rustique pour une mise en œuvre sur n'importe quel terrain non préparé (sommet de pente par exemple) est le lancement par sandow qui constitue d'ailleurs un véritable sport d'équipe. Pour ce mode de lancement on commence par assujettir solidement l'arrière du planeur à un piquet planté dans le sol; un membre de l'équipe reste à proximité pour pouvoir larguer cette amarre au commandement. A l'avant du planeur on adapte un long sandow constitué de deux brins d'une dizaine de mètres, que l'on dispose en V, et sur chacune des deux branches duquel se répartissent également les membres de l'équipe qui va procéder au lancement. Au commandement, ceux-ci commencent par tendre le sandow en marchant lentement et synchroniquement (on compte les pas à haute voix), puis l'ensemble de l'équipe part en courant aussi vite qu'elle peut, toujours dans l'axe de marche des brins initiaux du sandow; en même temps, on lâche la fixation de la queue du planeur qui prend sa vitesse sous la double influence de la tension accumulée dans le sandow et de la course de l'équipe, un effet multiplicateur de vitesse étant obtenu en outre par l'angle géométrique formé par les deux brins. On voit que ce procédé comporte une certaine part d'accumulation d'énergie ainsi qu'il arrive généralement chaque fois qu'on veut obtenir avec des forces instantanées assez faibles un effet important (exemple : démarrage de moteurs à main par accumulation d'inertie de rotation).

12,131.2

Lorsque l'état du terrain le permet, on peut pratiquer également le remorquage par voiture automobile. Un écueil de ce procédé est que le planeur, dans sa montée de départ, exerce par le câble une traction vers le haut sur la voiture qui se trouve ainsi allégée et dont l'adhérence au sol est diminuée. Il semble à ce point de vue préférable d'utiliser une voiture à traction avant.

12,131.3

On a fait du procédé précédent une transposition très couramment employée, à savoir le lancement par treuil, qui est exactement un remorquage à remorqueur fixe, à telles enseignes que le treuil est très fréquemment réalisé dans les installations de fortune par aménagement adéquat d'une voiture automobile. On remplace par exemple l'une des roues motrices par un tambour vissé sur le moyeu et sur lequel s'enroule le câble, l'autre roue motrice étant immobilisée pour faire jouer le différentiel de la voiture — ou encore on intercale un tambour d'enroulement sur l'arbre même de transmission.

Bien entendu, sur les terrains mieux équipés pour le vol à voile, où l'on peut faire un certain effort d'infrastructure permanente, on installera souvent des treuils fixes, mus par des moteurs à explosion ou par des moteurs électriques. Des poulies de renvoi seront scellées dans le sol pour permettre diverses orientations selon le sens du vent, et aussi pour placer le treuil latéralement, afin de dégager l'axe de décollage.

12,131.4

Les procédés précédents ne permettent de lancer le planeur qu'à une altitude relativement faible, qui va d'ailleurs en croissant dans l'ordre où nous les avons énoncés, et peut atteindre 3 ou 400 mètres avec le treuil. Si l'on désire conduire le planeur à une altitude de départ élevée pour un long voyage (de l'ordre de 1.000 mètres ou davantage) et qu'on dispose d'une infrastructure suffisante (terrain d'aviation), on utilisera le remorquage en vol dont nous parlerons plus en détail en 12,2.

Dans ce procédé, le planeur décolle le premier, dès le début du roulement au sol de l'avion, et se tient toujours légèrement plus haut que celui-ci. Cependant, si le pilote du planeur monte trop haut, l'effort de traction du câble, qui s'exerce en général sur l'extrémité de la queue comme nous le verrons en 12,211, donne à l'avion une sollicitation au piqué telle que la gouverne de profondeur risque de ne

pas suffire à la compenser : le remorqueur peut de ce fait être empêché de monter ou même être mis en piqué, d'autant plus dangereux que le phénomène tendra à s'amplifier de lui-même.

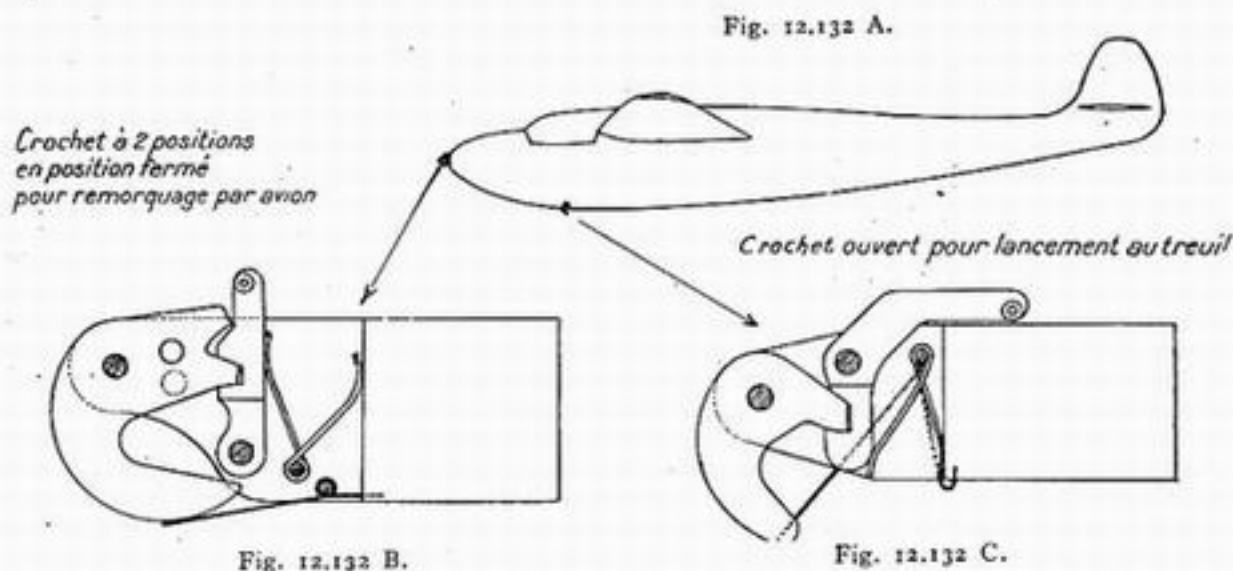
C'est pourquoi, par raison de sécurité, on équipe toujours l'avion remorqueur d'un largage du câble.

Au cours du remorquage, ne doit pas être dépassée une vitesse limite de sécurité, qui découle dans chaque cas particulier de la résistance de structure de l'appareil et qui, pour le planeur de sport, est généralement assez basse.

## 12,132 Crochets.

Pour la mise en œuvre des divers procédés qui précèdent, les planeurs possèdent des crochets dirigés vers l'avant et placés de telle façon que le câble, dans sa position moyenne, passe le plus près possible du centre de gravité.

12,132.1 Pour le lancement par sandow ou par treuil, ce crochet sera donc situé à la partie inférieure du planeur puisque celui-ci est destiné à être vu sous un très grand angle du point d'où s'exerce la traction. De plus, pour des raisons de sécurité, ce sera un crochet *ouvert* pour permettre au câble d'échapper d'une façon certaine dès que le planeur aura dépassé une valeur limite de cet angle (en général voisine de  $45^\circ$ ). Autrefois, des accidents se sont en effet produits avec des crochets fermés à ouverture commandée, dont le fonctionnement ne s'était pas produit. En pareil



cas le planeur, restant accroché après avoir dépassé la verticale du point de traction, décrit inexorablement une trajectoire circulaire et vient percuter au sol à la verticale : l'accident est presque forcément mortel.

Bien entendu, ce crochet quoiqu'il soit ouvert reste en outre largable par une commande spéciale à échappement actionné du poste pilote (voir fig. 12,132 C).

12,132.2 Pour le remorquage, au contraire, le crochet devra se trouver à l'avant du planeur pour que la traction exercée par le câble presque horizontal ne passe pas trop loin du centre de gravité. Il s'agit ici d'un crochet fermé à ouverture commandée.

L'équipement idéal d'un planeur comporte la présence simultanée de ces deux crochets (voir fig. 12,132 A); toutefois, pour des raisons d'économie ou de simplification, d'ailleurs très discutables, on a souvent cherché à faire remplir ces deux fonctions par un même crochet situé dans une position intermédiaire,



et réalisé avec deux positions d'enclenchement, l'une correspondant à un fonctionnement en crochet ouvert pour le « treuillage », l'autre correspondant à un fonctionnement en crochet fermé pour le remorquage en vol (v. fig. 12,132 B).

Mais il arrive souvent que les solutions « à tout faire » de ce genre ne remplissent bien aucune des fonctions multiples auxquelles elles sont destinées. En particulier ici le crochet situé trop bas pour le remorquage donnera dans ce cas de vol un couple cabreur d'où résultera une poussée excessive dans le manche; situé trop haut et trop en avant pour le lancement au treuil, il donnera dans ce cas un couple piqueur qui obligera le pilote à tirer sur le manche et pourra même parfois réduire notablement les possibilités de montée au départ.

---

## 12,2 - REMORQUAGE EN VOL

---

12,20

La question du remorquage en vol se pose pour des applications multiples : planeurs, cibles pour exercices de tir, panneaux publicitaires, etc...

Les cibles pour exercices de tir sont des manches de 5 à 9 m de long ou des panneaux, de quelque 5 m sur 15 m de long en tissu souple avec une vergue rigide de bord d'attaque autour de laquelle ils sont initialement enroulés et fixés sous l'aile du remorqueur. On peut rechercher pour le plan de ces panneaux au cours du remorquage une position horizontale ou verticale, qu'on obtient par un lestage adéquat.

Pour la publicité on a fait jusqu'à présent des panneaux ayant jusqu'à 10 m sur 40.

12,21

### *DISPOSITIONS GÉNÉRALES*

12,211

#### Attache du câble.

L'attache du câble doit être aussi près que possible du centre de gravité de l'avion remorqueur pour tous les remorquages d'objets pesants. Les planeurs, étant susceptibles d'évoluer au-dessus et au-dessous de la queue du remorqueur, nécessitent un câble qui échappe l'empennage : on le fait alors sortir par un galet de guidage porté par la pointe arrière de l'avion — et souvent par la béquille ou le support de roue de queue (exemple du Junkers 52).

Le treuil d'enroulement du câble possède un frein car pour les remorquages de manches et de panneaux, il devient impossible d'arrêter le treuil si on l'a laissé s'emballer en « filant » la remorque; si l'on ne prend pas de précautions on risque alors de graves avaries. Pour cette raison le bout du câble n'est généralement pas

attaché au treuil : on se borne à enrouler sur le treuil un certain nombre de tours morts pour permettre le freinage, ou si l'on attache l'extrémité du câble, c'est par l'intermédiaire d'un fil à casser.

## 12,212 Halage du câble.

Aucun système de halage n'existait naguère en France, pour reprendre le câble, ce qui obligeait à aller le larguer avec son panneau ou sa manche en rase-mottes sur l'aérodrome de départ, opération dangereuse au voisinage d'une piste encombrée. Il en était de même des câbles de remorquage de planeur après le largage de celui-ci.

12,212.1 Dans le cas particulier des planeurs où l'objet remorqué se trouve largué, et où le câble est par suite libéré de toute traînée importante, le problème a reçu depuis longtemps en Allemagne une solution élémentaire au moyen d'une petite roue à palettes dont la partie inférieure seule dépasse à l'extérieur du fuselage (voir fig. 12,212.1) et qui fonctionne ainsi comme la roue à aubes d'un moulin hydraulique.

12,212.2 Dans le cas des panneaux ou des

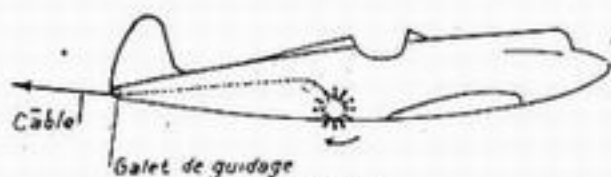


Fig. 12,212.1.

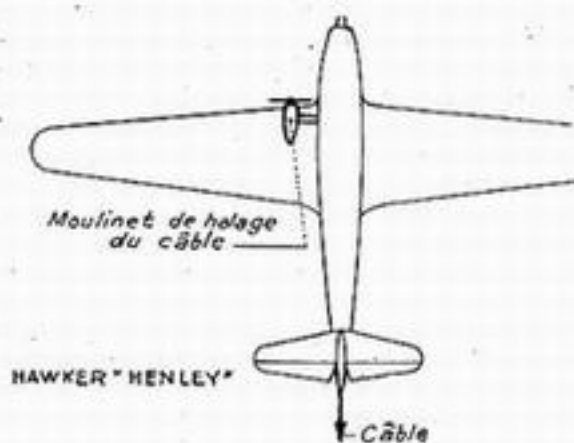


Fig. 12,212.2

manches, ce système n'est pas possible car l'effort à exercer est trop considérable : il faut alors une installation destinée à ce but. Signalons celle du Hawker « Henley », avion monomoteur britannique spécialement conçu comme remorqueur (v. fig. 12,212.2). Le treuil est actionné par un très fort moulinet installé sur un bras escamotable, rangé le long du fuselage lorsqu'il ne sert pas, et qu'on peut faire pivoter de 90° pour le mettre en service : le plan du moulinet s'offre alors perpendiculairement au courant d'air et la puissance obtenue permet le remontage du câble. On pourrait aussi envisager celui-ci par embrayage du treuil sur une prise de mouvement du moteur, ou même au moyen d'une énergie de servitude, spécialement installée dans ce but car le travail demandé est considérable et dépasse les moyens de servitude courants jusqu'à présent sur les avions ordinaires conçus pour d'autres fins.

12,22

## LES TRANSPORTS PAR PLANEURS (1)

12,221

### Genèse. — Utilité.

Pour terminer cet exposé, nous étudierons une utilisation particulièrement importante des planeurs, qui ouvre un nouveau champ d'action à leur développement.

Il s'agit du remorquage par avion de planeurs ayant une grande capacité d'emport (en matériel ou en hommes) tel qu'il a été de plus en plus pratiqué à des fins militaires par les belligérants.

(1) Ce paragraphe comporte des emprunts à une étude faite par M. Hazard, Agent Technique de l'Aéronautique.

Ce nouveau mode d'emploi des troupes aéroportées présente sur le parachutage un certain nombre d'avantages évidents : il ne soulève pas les mêmes difficultés psychologiques que le saut dans le vide, et objectivement parlant il est mieux groupé, plus précis puisque piloté jusqu'au bout (d'où la possibilité d'atterrir par exemple sur le sommet d'un fort, comme à Liège en 1940), plus discret enfin, car, si le planeur est lâché à haute altitude, il peut aller atterrir de nuit sans bruit dans une région relativement lointaine, où le vrombissement des moteurs nécessaires pour amener des troupes parachutées eût risqué de donner l'alerte.

Les premiers planeurs de ce genre dont on ait eu connaissance permettaient d'emporter 6 hommes, plus le pilote, et un avion pouvait remorquer plusieurs de ces appareils. On a vu apparaître ensuite des planeurs de plus grandes dimensions permettant d'emporter 12 hommes, puis des engins d'un poids total de l'ordre de 4 à 5 tonnes et de 2 à 3 tonnes de charge utile. L'Airspeed « Horsa » pèse en vol 7 tonnes, le General Aircraft « Hamilcar » 16 tonnes, et il n'y a aucune raison pour que cette croissance ne continue pas.

Ces derniers planeurs, dont le fuselage est particulièrement vaste, sont étudiés de façon à permettre l'emport de chenillettes, de voitures légères, voire même de chars légers, etc...

Tous ces planeurs lourds ont vu le jour pendant les hostilités pour des buts militaires. Mais il ne faut pas en déduire qu'ils soient sans intérêt en temps de paix. Tout au moins pendant la période de transition qui se situe entre la fin d'une guerre particulièrement dévorante en matériels de transport de toute nature, et le retour à des conditions de vie normales, des solutions de ce genre peuvent être fort utiles pour pallier, d'une manière quasi instantanée, une pénurie très aiguë des transports. On pourrait alors envisager d'utiliser des avions militaires inaptes par eux-mêmes <sup>(1)</sup> à des fins civiles, en les utilisant comme de simples « locomotives » et leur faisant remorquer des planeurs faciles à construire rapidement en quantités considérables. A moins que le développement intensif des appareils de transport de vaste capacité utilisés pour les besoins de la guerre moderne, ne vienne changer les données du problème en fournissant à la paix un tonnage suffisant pour les besoins du moment, d'avions bien adaptés aux missions commerciales.

Il est évident que ces planeurs de transport, que nous appellerons planeurs lourds (par opposition aux planeurs de sport mono ou biplaces examinés précédemment) ont des caractéristiques différentes de celles des planeurs légers, nécessités d'ailleurs par leurs conditions particulières d'emploi. Nous allons signaler brièvement les principales de ces différences.

## 12,222 Caractéristiques des planeurs lourds.

### 12,222.1 *Formule générale.*

On est conduit à des appareils de grandes dimensions, la capacité d'emport étant fonction du volume disponible.

Par ailleurs, au point de vue aérodynamique, il ne s'agit plus d'obtenir de très faibles vitesses de chute pour gagner de l'altitude en évoluant dans un courant ascendant, mais de se faire remorquer par un avion et une fois libéré, de pouvoir atterrir aisément sur un terrain exigu et peu dégagé. La valeur minimum de la vitesse de chute passe donc d'un demi-mètre par seconde à deux ou trois mètres. Par suite la charge par m<sup>2</sup> de voilure peut être augmentée et portée de 15 ou 25 kg pour les planeurs légers à des valeurs variant de 50 à 70 kg.

(1) Surtout à cause de leur manque de volume logeable pour installer un fret correspondant à leurs possibilités d'emport en poids.



L'allongement peut être diminué et ramené entre 7 et 10. On peut difficilement garder des allongements comparables à ceux des planeurs légers de performances, qui conduiraient à des envergures de l'ordre de 40 mètres pour un planeur de 5 tonnes et, par suite, à des difficultés de construction, de mise en œuvre et d'utilisation inadmissibles. D'ailleurs, même avec ces allongements relativement faibles pour des planeurs, on arrive à des envergures de 25 à 30 mètres, ce qui est déjà honnête.

Notons enfin qu'il n'est pas absurde de " motoriser " ces planeurs (la chose a été faite pour le planeur allemand Gotha 242 transformé ainsi en 244) en les dotant d'une force motrice insuffisante pour le vol, et à plus forte raison le décollage, à pleine charge — mais suffisante pour assurer le vol délesté et permettre ainsi le retour à vide à son point de départ, par ses propres moyens. Le poids des groupes motopropulseurs est pris sur la charge emportée, mais celle-ci se trouve si l'on veut augmentée (dans l'utilisation en planeur remorqué) par l'appoint de puissance apporté par les moteurs. Le bilan est à discuter dans chaque cas.

A titre d'exemple, le Tableau comparatif de la page suivante donne sous toutes réserves (s'agissant de matériels militaires étrangers) les caractéristiques d'un certain nombre de planeurs de transport.

#### 12,222.2 Construction.

Les planeurs lourds sont en général de construction mixte : aile en bois entoilée, fuselage en tubes soudés entoilé ou caréné par un revêtement de contre-plaqué.

La construction en tubes soudés pour le fuselage présente des avantages pour la résistance locale exigée par l'emport du matériel lourd, tel que chenillettes, et qui n'aurait pu être obtenue que difficilement et au prix d'un alourdissement considérable dans le cas du bois. La construction bois se recommande pour les ailes par sa simplicité.

Les planeurs de transport possèdent un train d'atterrissage avec des roues pour le décollage. Certains de ces atterrisseurs sont même tricycles : tel celui du planeur Airspeed « Horsa ». Cependant, ce train qui à l'entraînement sert aussi bien à l'atterrissage qu'au décollage, est généralement largable pour les utilisations sérieuses, notamment de guerre. La traînée du planeur est alors notablement diminuée au cours du vol remorqué, et de plus l'atterrissage est possible sur des terrains de très petites dimensions, grâce à des patins dont le planeur reste toujours muni : sur l'Airspeed « Horsa », un gros patin central entre les deux roues principales arrière, seules largables — la roue avant restant, elle, toujours en position.

Pour permettre un chargement et un déchargement faciles et rapides on a été conduit à ménager de larges accès dans le fuselage. A titre d'exemple, on peut mentionner, comme solutions ingénieuses du problème des accès, le cas de certains planeurs allemands et américains.

La solution allemande est réalisée sur le planeur bipoutre à aile haute Gotha 242 dans lequel le fuselage est remplacé par une sorte de nacelle à section rectangulaire dont la pointe arrière est amovible. Au moment du chargement, on démonte cette pointe, découvrant ainsi un orifice d'accès qui a les dimensions mêmes du fuselage. Il ne reste plus qu'à placer un plan incliné reliant le plancher au sol pour pouvoir procéder à l'embarquement de véhicules automobiles (chenillettes, voitures légères par exemple) qui peuvent prendre place à l'intérieur par leurs propres moyens.

TABLEAU DE CARACTÉRISTIQUES DE PLANEURS DE TRANSPORT

PLANEURS	P <sub>r</sub> (kg)	C <sub>c</sub> (kg)	S (m <sup>2</sup> )	E (m)	λ	P/S	ATTERRISEUR (1)	CONSTRUCTION
Allemands	DFS 230	1250	(60)	20,9	7,3	(34)	L + P	Fuselage tubes — Aile bois
	Gotha 242	2670	65	24	8,9	59	L + P	Fuselage tubes — Aile bois
Américains	Waco CG 4 A	1690	79	25,6	8,4	43	CL + P	Fuselage tubes — Aile bois
	Waco CG 15 A	1750	59	18,9	6	61	CL + P	Fuselage tubes — Aile bois
	Waco CG 13	8600	81	26,1	8,3	106	T	Fuselage tubes — Aile bois
Britanniques	GA "Horspur"	1650	25,3	13,8	7,6	65	CL + P	Bois
	Ai speed "Horsa"	6900	103	26,8	7	67	TL + P	Bois
	GA "Hamlicar"	16400	154	33,5	7,2	106	CE + P	Bois
Français	Mauboussin CM 10	7000	72	26,7	9,9	97	TE + P	Bois

(1) C = classique, T = tricycle, L = largable, E = effaçable (pour le chargement et éventuellement l'atterrissage en campagne), P = patin.

La solution présentée par le planeur américain Waco CG 4, A, par le planeur britannique « Hamilcar » et par le planeur lourd français CM 10 est analogue mais, comme ces planeurs sont des appareils à fuselage normal, portant les empennages, c'est la pointe avant qui est sectionnée et que l'on relève pour dégager l'orifice d'accès, en la faisant pivoter autour de charnières fixées à la partie supérieure du fuselage.

12,223

### Exploitation.

Une exploitation commerciale de transport de fret avec des planeurs de charge peut-elle être économiquement rentable? La question, maintes fois soulevée, est éminemment discutable, en raison de la multiplicité de ses aspects. Nous ne prétendons pas la trancher ici, mais il a semblé intéressant de donner quelques-uns des éléments techniques de cette discussion.

12,223.1

Commençons, pour fixer les idées, par donner quelques exemples concrets de transports remorqués réalisables avec des avions et des planeurs de types bien connus. Laissant de côté le cas des avions militaires déclassés, employés pour leur seule puissance sans autre utilisation commerciale propre, cas où l'amortissement préalable du prix des remorqueurs fausse les données du problème économique, nous envisagerons seulement des avions civils courants en France, et nous avons choisi :

- un bimoteur : le NC 701 (Siebel 204), à deux moteurs Argus 411 de 470 CV de puissance nominale à 1.000 m;
- un trimoteur : l'A. A. C. 1 (Junkers 52, qui a été effectivement très employé comme remorqueur) équipé de trois moteurs B. M. W 132 T de 660 CV de puissance nominale à 1.000 m;
- un quadrimoteur, le Bloch 161 « Languedoc », équipé de quatre moteurs Gnome et Rhône 14 N de 1070 CV de puissance nominale à 3.000 m;

On a considéré deux types de planeurs de charge, différant à peu près du simple au double :

- le planeur américain Waco CG 4 A, utilisé sur une très large échelle pendant les hostilités, dont le poids total est de 3.400 kg et la charge utile de 1.600 kg avec une surface de 79 m<sup>2</sup>,
- le planeur français CM 10, dont le poids total annoncé est de 7.000 kg et la charge utile escomptée de 3.500 kg pour une surface de 72 m<sup>2</sup>.

Le tableau ci-après donne quelques-unes des possibilités d'emploi les plus typiques. Pour bien mettre en évidence les délestages à consentir sur l'avion remorqueur pour lui permettre le remorquage considéré, on a indiqué séparément le poids de fret subsistant sur l'avion remorqueur, et le poids de fret contenu dans les planeurs remorqués.

12,223.2

L'emploi des planeurs de transport est avant tout caractérisé par une augmentation considérable de la charge transportée : ceci revient à dire qu'on augmente beaucoup le P/W de l'ensemble. Les résultats obtenus doivent donc être comparés à ceux qu'on obtiendrait, non pas avec le remorqueur seul, mais avec un avion cargo spécialement étudié avec les mêmes moteurs pour le transport de fret, et convenablement surchargé.

A certains égards, l'ensemble du train de planeurs se présente mieux qu'un avion surchargé au point de vue du décollage, de la montée et du plafond, car si l'accrochage des planeurs grève le P/W, il soulage le P/S, en quoi il s'apparente



		SIEBEL 204		JUNKERS 52			BLOCH 161				
		Seul	1 CG 4 A	Seul	1 CG 4 A	1 CM 10	Seul	1 CG 4 A	3 CG 4 A	1 CM 10	2 CM 10
Surface totale en m <sup>2</sup>		46	125	110,5	139	182	111	190	348	183	255
Poids total P <sub>T</sub> en kg	Remorqueur	5.600	4.600	11.000	11.000	11.000	22.400	22.400	20.600	22.400	19.800
	Planeurs		3.400		3.400	7.000		3.400	10.200	7.000	14.000
	Total	5.600	8.000	11.000	14.400	18.000	22.400	25.800	30.800	29.400	33.800
P <sub>T</sub> /S <sub>T</sub>		122	64	100	76	99	202	136	88	161	132
P <sub>T</sub> /W <sub>0</sub>		4,7	6,5	4,9	6,3	8	4,5	5,1	5,4	5,9	6,8
Poids du fret P <sub>f</sub> en kg	Remorqueur	1.200	0	2.600	2.300	2.200	6.500	6.000	1.100	5.800	2.700
	Planeurs		1.700		1.700	3.500		1.700	5.100	3.500	7.000
	Total	1.200	1.700	2.600	4.000	5.700	6.500	7.700	6.200	9.300	9.700
P <sub>f</sub> /P <sub>T</sub>		0,21	0,21	0,24	0,28	0,31	0,29	0,3	0,2	0,31	0,29
Poids à vide P <sub>0</sub> en kg	Remorqueur	3.800	3.800	6.600	6.600	6.600	12.500	12.500	12.500	12.500	12.500
	Planeurs		1.700		1.700	3.400		1.700	5.100	3.400	6.800
	Total	3.800	5.500	6.600	8.300	10.000	12.500	14.200	17.600	15.900	19.300
P <sub>0</sub> /P <sub>T</sub>		0,31	0,31	0,39	0,48	0,57	0,52	0,54	0,35	0,58	0,50
Distance franchie en km (1)		500	500	800	800	800	800	800	800	800	800
W <sub>0</sub> /W <sub>N</sub> %		75	75	78	78	78	65	57 (1)	65	65	65
Vitesse aérodynamique (en m)		290	200	210	185	180	365	265 (1)	220	270	230
Consommation (1) en kg/100 km		63	100	190	230	240	200	260	380	290	400
Consommation horaire en kg		150	150	310	310	310	640	560 (1)	640	640	640

(1) Étape supposée franchie avec vent contraire de 50 km/h.

(2) Vitesse limitée par les conditions de résistance de structure des planeurs au remorquage, d'où puissance et consommation réduites.

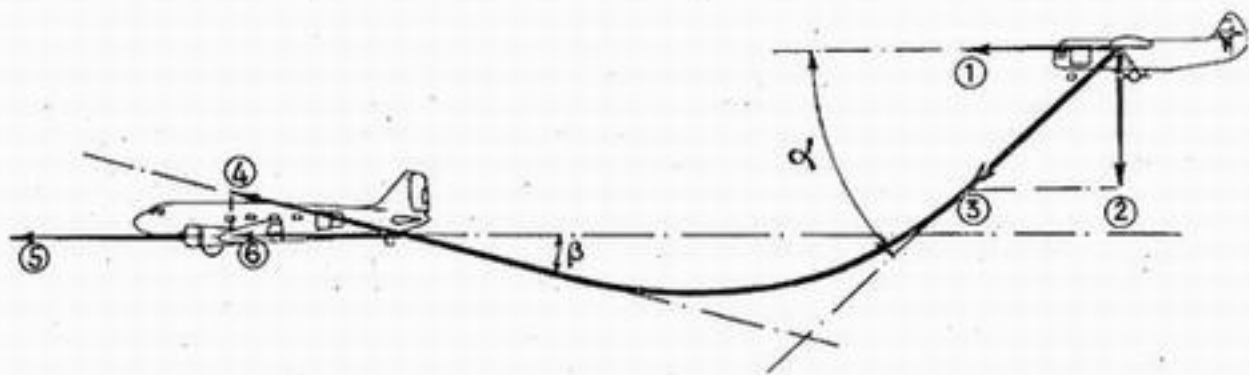
aux procédés de décollage assisté. Moyennant la mise au point d'une manœuvre appropriée, la longueur nécessaire pour franchir au décollage un obstacle donné pourrait croître moins vite, en fonction de la charge éportée, pour un train de planeurs que pour un avion seul. Cette conclusion risque cependant d'être renversée par la mise en œuvre des autres procédés classiques de décollage assisté (notamment les fusées), qui est incontestablement plus délicate sur un train de planeurs que sur un avion seul, à cause de la synchronisation nécessaire.

La supériorité d'emport des trains de planeurs est obtenue au prix d'une vitesse de croisière très diminuée et d'une consommation de combustible augmentée. Si l'on veut étudier la rentabilité du système, il faut donc examiner dans chaque cas ce que devient le nombre de kilogrammes-kilomètres par heure et par cheval, qui est un critère du prix d'exploitation et dont le sens de variation n'est pas évident a priori.

La vitesse réduite du train de planeurs, dont les inconvénients économiques s'accroissent évidemment beaucoup en cas de vent contraire, conduit à une réduction sensible des distances franchissables. De plus elle pose de difficiles problèmes pour le refroidissement des moteurs du remorqueur.

12,223.3

Quelle que soit la qualité des réalisations techniques, l'ensemble du planeur et du remorqueur aura toujours un rendement général inférieur à celui d'un



- ① Traction  $T$  nécessaire au vol du planeur
- ② Surcharge  $S$  subie par le planeur  $= T \operatorname{tg} \alpha$
- ③ Traction sur le câble  $= T \frac{1}{\cos \alpha}$
- ④ " fournie par le croc du remorqueur
- ⑤ "  $T$  nécessaire au vol du remorqueur
- ⑤+⑥ " totale fournie par les moteurs du remorqueur  $= T \frac{\cos \beta}{\cos \alpha} + T'$

Fig. 12,223.3.

avion cargo de même charge marchande spécialement étudié dans ce but. Il y a à cela de multiples raisons.

L'une des plus évidentes est l'augmentation des surfaces de frottement dans l'air — et l'on sait (v. 3,110.2) que la traînée de frottement est une partie de plus en plus importante de la traînée totale.

Mais il y en a une autre qui ne vient pas toujours à l'esprit au premier abord et sur laquelle nous voulons attirer l'attention, c'est la surcharge nuisible qui vient grever le planeur du fait de l'obliquité du câble de remorque (v. fig. 12,223.3) La traction exercée par celui-ci à son attache au planeur se décompose en traction utile et en une surcharge qui s'ajoute au poids transporté et qui, avec une remorque longue du type couramment employé jusqu'à présent, est du même ordre de grandeur que la traction, parce qu'en raison de la résistance de l'air qui s'exerce sur le câble, la courbe d'équilibre de celui-ci n'est pas une chaînette d'axe vertical :

l'expérience montre que l'angle  $\alpha$  de la figure peut atteindre  $30^\circ$ . Finalement, on voit que la traction totale à fournir par les moteurs du remorqueur n'est pas égale à  $T + T'$ , mais à :

$$T \frac{\cos \beta}{\cos \alpha} + T'$$

Pour la clarté de la figure, l'angle  $\beta$  a été fortement exagéré : il est pratiquement très faible, son cosinus peut en première approximation être pris égal à 1 ; si l'on suppose  $\alpha = 30^\circ$ , on voit que la traction demandée au remorqueur doit être approximativement égale à  $1,15 T + T'$ , en supposant que la traction  $T$  ne soit pas elle-même affectée par la surcharge  $S = T \operatorname{tg} \alpha$ , c'est-à-dire que le planeur vole à la même incidence que s'il était tiré horizontalement. Cette hypothèse est fautive, mais nous allons voir que son influence est faible. En admettant que le planeur vole à une finesse de l'ordre de 10, son poids se trouve majoré de  $S = 0,58 T = 0,058 P$ , et la traction est, elle aussi, majorée d'environ 6 %. En apportant cette légère correction, on voit que finalement pour un angle  $\alpha = 30^\circ$  la traction totale demandée aux moteurs est sensiblement égale à  $1,2 T + T'$ .

Si l'on admet que  $T$  et  $T'$  sont voisins, ce qui dans le cas du « Dakota » et du « Horsa » n'est pas loin de la vérité, la majoration de puissance de croisière demandée aux moteurs pour une vitesse déterminée est, *du seul fait de la surcharge S*, de l'ordre de 10 % : la dépense de combustible est majorée d'autant — sans parler de l'usure accrue des moteurs.

12,223.4

Il convient enfin de signaler une difficulté importante dans l'utilisation commerciale des trains de planeurs. C'est le remorquage en vol sans visibilité.

Toute ligne commerciale doit fonctionner régulièrement quelles que soient les conditions atmosphériques ; il faut donc que le remorquage puisse s'effectuer dans le cas du vol sans visibilité. Or le pilotage des planeurs en vol remorqué s'est, jusqu'à présent, toujours opéré à vue du remorqueur. On peut chercher à résoudre ce problème en munissant les planeurs d'un dispositif de détection de l'appareil qui le remorque, comportant une « visualisation » simple et intuitive (sur un cadran par exemple) pour permettre d'utiliser les réflexes normaux du pilotage. On peut aussi raccourcir tellement le câble de remorquage (solution du « remorquage court », poursuivie également pour d'autres fins), que le remorqueur reste visible du remorqué même dans les nuages, mais avec ce procédé les pilotages des deux appareils tombent en étroite interdépendance, et la conduite de l'ensemble devient très délicate, saufs dispositions particulières à étudier de près, et sur lesquelles nous n'avons pas le loisir de nous étendre ici.

De toute façon, pour bien tenir les distances et surtout les altitudes relatives de vol qui donnent les meilleurs rendements, le pilotage d'un train de planeurs est astreignant et *extrêmement fatigant* sur de longs parcours : la traversée de l'Atlantique représente de la part de celui qui l'a faite aux commandes du planeur une prouesse d'endurance peu commune.

Enfin, l'emploi de trains de planeurs oblige à de nombreuses manutentions au sol, et à des évolutions compliquées pour le décollage et la prise de terrain : d'où des temps morts et des sujétions diverses aggravant les frais généraux.

12,223.5

En contre partie de ces difficultés, un certain nombre de bonnes raisons peuvent être invoquées en faveur de ce moyen de transport pour le fret (utilisation en cargo). Ce sont notamment les suivantes :

— Les planeurs, de construction beaucoup plus simple que les avions, peuvent sortir rapidement en grande série ;



— Leur prix de revient est peu élevé et permet un amortissement plus rapide du matériel;

— Les opérations d'entretien sont considérablement simplifiées par l'absence de moteurs, et même par les simplifications du planeur (pas d'atterrisseurs escamotables, etc.).

— Ce procédé présente les mêmes avantages que ceux qui ont fait préférer, pour certains transports routiers, l'emploi de remorques et de tracteurs, à celui de gros véhicules. En effet, sitôt arrivé à l'étape le remorqueur qui vient de se libérer de sa remorque peut être attelé à une autre et repartir immédiatement sans être obligé d'attendre que le déchargement puis le rechargement soient effectués. On réalise ainsi une rotation plus rapide du matériel, qui permet de transporter plus vite une même quantité de marchandises avec un matériel moins nombreux et moins coûteux. Cette remarque ne vaut que pour les courtes étapes (emploi dans des colonies dépourvues d'infrastructure) sinon les opérations d'entretien sur le remorqueur l'emportent sur les temps de déchargement et de rechargement.

— Enfin le planeur, une fois larguée la remorque, peut atterrir à une vitesse très faible dans des terrains particulièrement exigus et porter ainsi sa cargaison (même lourde) jusqu'à des points de destination dépourvus d'aérodromes importants (1). Ce mode de transport permet aussi, par largage successif des planeurs d'un même « train », un fractionnement de la charge en vol, et plusieurs dépôts partiels en cours de route en évitant le temps mort d'un arrêt. Ces deux raisons conjuguées l'ont fait envisager pour l'« éclatement » et la distribution du courrier postal aérien. Réciproquement, le ramassage en vol, sans escale, de planeurs chargés d'avance est devenu possible depuis la mise au point du « pick up » par les Américains.

12,223.7 En conclusion, les grosses possibilités d'emport offertes par les planeurs remorqués sont d'un intérêt primordial et évident pour les utilisations militaires, qui d'ailleurs peuvent se contenter en général de trajets relativement courts. Pour les utilisations civiles, elles restent intéressantes pour absorber les à-coups du trafic et apportent un élément de souplesse qui peut être indispensable dans certaines exploitations particulières sujettes à de grosses variations imprévisibles. Enfin, les possibilités de fractionnement du fret au cours du vol sont susceptibles d'applications spéciales intéressantes, notamment pour la poste.

Dans les cas où une telle exploitation serait retenue, on devra évidemment choisir comme avion remorqueur un appareil relativement peu chargé au CV par lui-même. On pourrait aller jusqu'à concevoir des remorqueurs spécialisés, dotés d'un fort excédent de puissance pour pouvoir faire face à un nombre variable de planeurs à emporter, avec des moteurs particulièrement bien refroidis pour fonctionner longtemps à forte puissance dans un courant d'air à faible vitesse. Certains préconisent même pour de tels appareils la formule « canard » pour que le câble de remorquage puisse s'attacher aussi près que possible du centre de gravité du remorqueur.

(1) Evidemment, la question du redécollage se posera: elle sera beaucoup simplifiée par le fait que le planeur sera léger — et l'on peut envisager, lorsque l'enjeu le vaudra, un démontage et un transport par route jusqu'à un aérodrome.

## ANNEXE XIII

---

# VOCABULAIRE

---

*Le lecteur non averti des choses de l'Aéronautique et l'aviateur non initié aux expressions techniques trouveront ici un vocabulaire des mots spéciaux employés dans cet ouvrage et qui n'ont pas été expliqués lors de leur première mention (1) dans le cours de l'ouvrage.*

*Dans la rédaction de cette Annexe, on s'est moins attaché à donner pour chaque terme une définition rigoureuse — qui risquerait d'être trop longue et surtout incompréhensible pour un profane — qu'à répondre à la question « de quoi s'agit-il? » et à donner très brièvement une idée, peut-être incomplète mais claire et saine, suffisante pour une initiation. Le lecteur aura loisir de compléter sa connaissance des notions exposées en se reportant à des ouvrages spécialisés.*

*Les mots ont été classés par ordre alphabétique. Cependant, pour éviter de tomber dans le défaut de la plupart des dictionnaires ou lexiques qui obligent le lecteur à se reporter à la définition de plusieurs mots épars dans la liste alphabétique avant de comprendre la signification du terme qui l'intéresse, certaines définitions ont été groupées dans de petits exposés. Le lecteur pourra d'ailleurs utilement les parcourir avant de lire l'ouvrage : voir en particulier les expressions « Aciers », « Aérodynamique », « Alliages légers », « Mécanique de l'avion », « Notations », « Puissance », « Résistance des Matériaux », « Stabilité ».*

*Lorsque, dans la définition de certains termes, on a été obligé d'employer des mots définis par ailleurs dans le présent lexique, l'attention du lecteur a été attirée soit par un astérisque lorsque le mot est défini à sa place alphabétique, soit dans le cas contraire par un renvoi reposant sur la convention suivante.*

*Pour faciliter la recherche des mots qui ne sont pas définis à leur place alphabétique, des repères ont été placés en marge des articles ou se trouvent définis plusieurs mots, dont les principaux sont écrits en lettres capitales.*

*Cette Annexe est en grande partie l'œuvre de MM. Maillot et Atger, Ingénieurs des Travaux Aéronautiques, à qui je tiens à exprimer ici une particulière reconnaissance pour tout le soin qu'ils ont bien voulu y apporter.*

(1) C'est donc à dessein qu'on n'a pas reproduit dans ce Vocabulaire un certain nombre de termes courants dans le jargon du pilotage — tels que « manche à balai », « cheval de bois », etc... — qui sont expliqués en o.2. De plus, lorsque le mot dont il s'agit est expliqué plus loin dans le cours de l'ouvrage, on s'est borné ici à donner la référence sous laquelle on pourra trouver cette explication.

## - A -

**ABATÉE.** — Locution plus courante que proprement technique pour désigner le mouvement de basculement longitudinal qu'exécute un aérodyne (autour de son axe transversal) lorsque la sustentation devient insuffisante pour assurer le vol normal (Cf. DÉCROCHAGE\* et Perte de vitesse\*).

**ACIERS.** — Rappelons que les aciers, outre leurs constituants normaux (fer, carbone et éventuellement éléments spéciaux d'addition) contiennent tous des impuretés telles que soufre et phosphore (en traces) et des éléments auxiliaires d'élaboration tels que manganèse et silicium.

a On appelle **ACIERS AU CARBONE** les aciers qui ne contiennent pas d'additions spéciales.

b On appelle **ACIERS SPÉCIAUX** les aciers qui, en plus du carbone, contiennent des éléments d'addition qui modifient leurs caractéristiques : nickel, chrome, molybdène, vanadium, tungstène, etc... Le manganèse et le silicium peuvent, suivant leur pourcentage, jouer également le rôle d'additions.

c Les aciers **AUTO-TREMPANTS** sont des aciers qui prennent la trempe par simple refroidissement à l'air.

Les aciers peuvent être désignés d'après leur nuance (doux, dur, etc...) ou d'après les désignations commerciales des aciéristes.

Dans l'Aéronautique, ils étaient groupés en *classes* dans un standard qui datait de 1918 ; une nouvelle désignation basée sur la composition chimique est en vigueur depuis 1942.

d Voici quelques aciers très employés dans la construction des avions :

*Aciers au carbone :*

Acier doux, ancienne désignation : Classe 12 - nouvelle XC 18.

Acier dur, — Classe 15 - nouvelle XC 65.

*Aciers spéciaux :*

Aciers au Ni-Cr, ancienne désignation : Classe 32 - nouvelle 30 NC 11.

Classe 34 - nouvelle 40 NC 17.

Aciers au Ni-Cr-Mo, — Classe 33 bis - nouvelle 30 NCD 16.

Aciers au Cr-Mo, — Classe 53 bis - nouvelle 20 CD 4.

**ACROBATIE.** — Évolution de voltige aérienne, volontairement effectuée avec un avion et différente de celles utilisées dans le vol normal (Cf. 3,318.1).

**ADAPTATION D'HÉLICE.** — Choix, par un calcul approprié, du diamètre d'une hélice et de sa vitesse de rotation (réducteur du moteur) en vue d'obtenir les meilleures performances dans un cas de vol déterminé.

**ADMISSION.** — Entrée des gaz carburés dans le moteur. La puissance croît quand l'admission augmente depuis la plus faible admission (réduit à fond), juste suffisante pour maintenir au point fixe au sol le ralenti du moteur, jusqu'à la pleine admission (pleins gaz) laquelle correspond à l'ouverture totale du papillon du carburateur.

**AERODYNAMIQUE.** — (v. fig. 13, A). — Science qui a pour objet l'étude de l'action de l'air sur les corps.

Si un corps se déplace dans l'air, ou ce qui revient au même, si l'air se déplace par rapport à un corps, on constate que la vitesse de l'air varie autour du corps, la surface extérieure de ce dernier est donc soumise, suivant les zones, à des DÉPRESSIONS ou à des SURPRESSIONS. La résultante de ces actions locales est une force appelée *résistance aérodynamique* ou *force aérodynamique*.

a La répartition des dépressions et des surpressions et, par conséquent, la direction de la résultante, varient avec la forme et l'orientation du corps. Son intensité dépend de la forme du corps, de son orientation et de sa vitesse par rapport à l'air, appelée **VITESSE RELATIVE V**.

**DÉFINITIONS**

c Lorsqu'il s'agit d'une voilure, la *forme* dont on vient de parler est principalement caractérisée par le **PROFIL** : section de la voilure par un plan vertical parallèle à la direction du vent relatif. Les définitions relatives au profil sont (fig. 13, A — repère 6) :

d **BORD D'ATTAQUE.** — C'est le bord avant A du profil dans le sens du déplacement.



## AÉRODYNAMIQUE

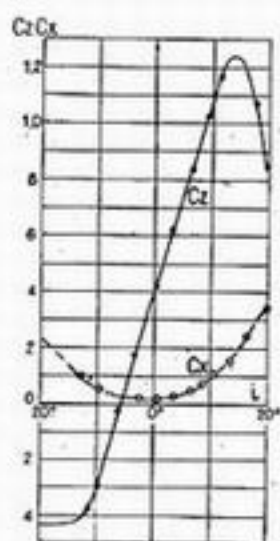


Fig 1. Courbes Cz Cx d'une aile en fonction de l'incidence



Fig 2. Polaire d'une aile à échelles égales

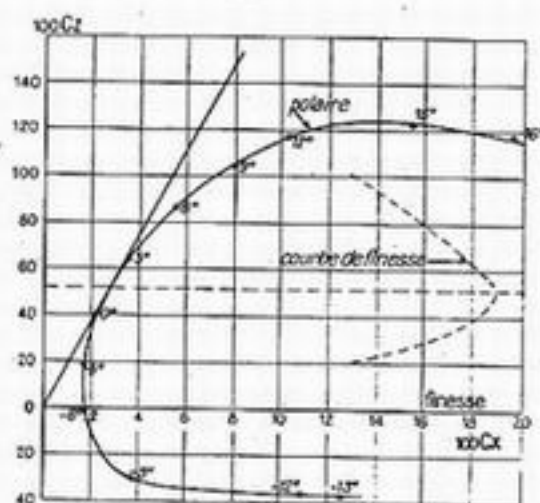
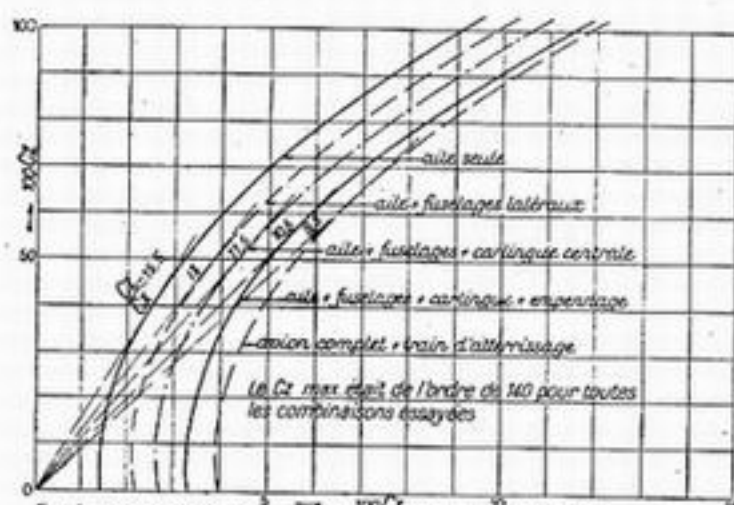
Fig 3. Polaire d'une aile à échelles inégales  
Courbe de finesse en fonction de Cz

Fig 4. Polaires obtenues avec une maquette démontable

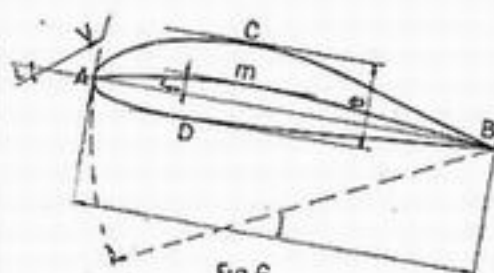


Fig 6

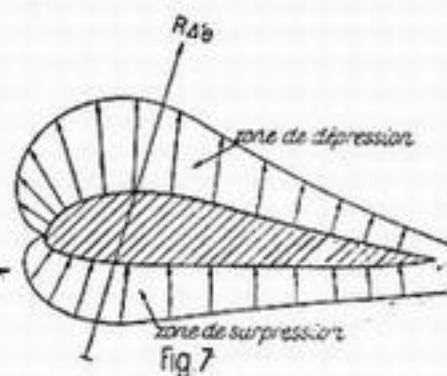


Fig 7

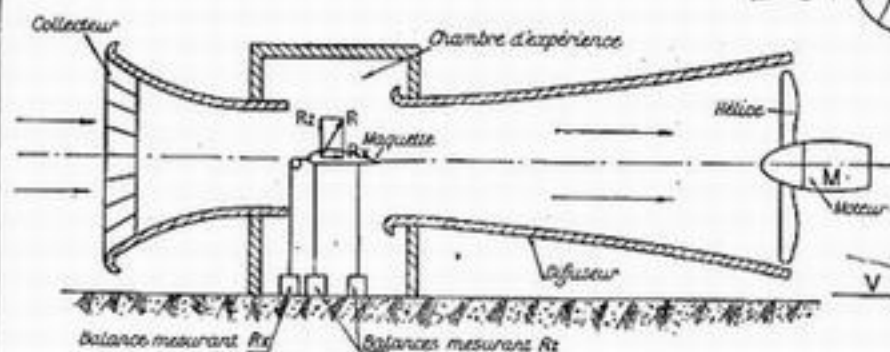


Fig 5. Schéma d'une soufflerie aérodynamique

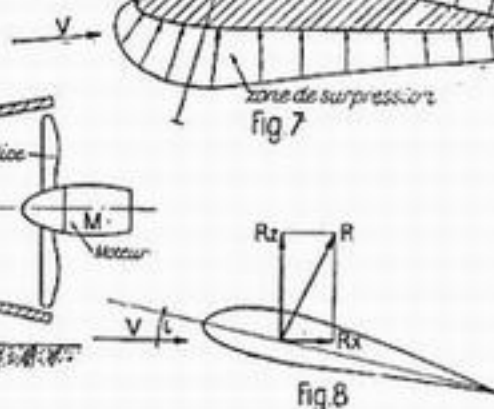


Fig 8

- e BORD DE FUITE. — C'est le bord arrière B du profil dans le sens du déplacement.
- f CORDE. — Ligne de référence arbitrairement choisie pour la définition du profil et les essais aérodynamiques, et allant sensiblement du bord d'attaque au bord de fuite du profil. Ce choix est guidé soit par de pures commodités de référence matérielle (par exemple, quand l'intrados est concave : tangente en deux points de l'intrados ; ou pour tous les profils : droite AB joignant le bord de fuite au point de contact du cercle tangent dont il est le centre, v. fig. 13, A — repère 6), soit par des considérations aérodynamiques : à cet égard, la corde intéressante est celle qui correspond à la portance nulle ; elle n'est connue qu'a posteriori. On appelle aussi parfois « corde d'aile » la profondeur (v. ci-après).
- g PROFONDEUR. — C'est la distance  $l$  (fig. 13, A — repère 6) entre les projections du bord d'attaque et du bord de fuite sur la corde.
- h INTRADOS. — Partie inférieure A D B (fig. 13, A — repère 6) du profil allant du bord d'attaque au bord de fuite.  
EXTRADOS. — Partie supérieure A C B du profil allant du bord d'attaque au bord de fuite.
- ÉPAISSEUR. — Distance  $e$  entre les deux tangentes à l'intrados et à l'extrados menées parallèlement à la corde.
- k ÉPAISSEUR RELATIVE. — Épaisseur exprimée en % de la profondeur.
- l LIGNE DE COURBURE MOYENNE. — C'est généralement la courbe diamétrale du profil, c'est-à-dire la ligne A m B qui joint les milieux des segments compris entre l'intrados et l'extrados, perpendiculairement à la corde. Toutefois (Cf. 3,213.32) pour les profils N. A. C. A. la définition du *squelette* est plus compliquée : c'est sur les normales à cette courbe (qui est alors une donnée première du profil) que sont portés des segments égaux.
- m FLÈCHE DU PROFIL (1). — Distance maximum  $f$  entre la ligne de courbure moyenne et la corde qui joint ces deux extrémités.
- n ANGLE D'ATTAQUE. — Angle aigu  $i$  (fig. 13, A — repère 6) formé par la corde de référence avec la direction du vent relatif.
- o ANGLE D'INCIDENCE. — Même définition (2).

### ACTION DE L'AIR SUR UN PROFIL

Si un profil se déplace dans l'air, on constate que la vitesse de l'air est plus grande le long de l'extrados, plus faible le long de l'intrados. Il en résulte une zone de DÉPRESSIONS sur l'extrados et de SURPRESSIONS sous l'intrados (fig. 13, A — repère 7). Le tracé de ces zones varie beaucoup avec l'incidence. La grandeur de la force aérodynamique résultante  $R$  se caractérise par la grandeur de ses composantes (fig. 13, A — repère 8) suivant la direction de la vitesse relative (TRAINÉE  $R_x$ ), et perpendiculairement à cette direction (PORTANCE ou POUSSÉE  $R_z$ ). Chacune de ces forces peut s'exprimer en fonction de la vitesse  $V$ , de la surface  $S$  de la voilure, du poids spécifique de l'air au sol  $a$ , de la densité relative de l'air à l'altitude considérée  $\delta$ , et d'un coefficient sans dimension  $C_x$  ou  $C_z$  respectivement appelé COEFFICIENT DE TRAINÉE ou COEFFICIENT DE PORTANCE, qui ne dépend que du profil et de l'incidence et d'un paramètre de similitude appelé NOMBRE DE REYNOLDS\*.

$$R_x = \frac{a}{2g} C_x S V^2 \delta$$

$$R_z = \frac{a}{2g} C_z S V^2 \delta$$

Le terme  $\frac{a}{2g}$  (où  $g$  est l'accélération de la pesanteur) est à peu près égal à  $1/16$  dans le système d'unités MKS.

D'autre part, la position de la résultante aérodynamique se caractérise par son moment par rapport au bord d'attaque (v. ci-après, STABILITÉ\* ab).

Les déterminations expérimentales correspondantes s'effectuent en soufflerie (V. ci-après t).

Le déplacement de l'aile engendre des perturbations de l'atmosphère en arrière du profil. En se rejoignant au bord de fuite, les deux couches d'air venant de l'extrados et de l'intrados avec des vitesses différentes engendrent une nappe tourbillonnaire qu'on appelle SILLAGE, où se produit une dissipation d'énergie qui rend compte de la traînée.

D'autre part, l'existence de la portance se traduit par une déviation vers le bas, appelée DÉFLECTION des filets d'air en arrière du bord de fuite. La valeur de l'angle de déflexion est approximativement égale à la moitié de l'incidence comptée à partir de la portance nulle.

(1) A ne pas confondre avec la flèche de l'aile (v. 1,121.12).

(2) Cette désignation tend de plus en plus à se substituer à la précédente. Cependant, certains la réservent parfois à l'angle de calage de la voilure par rapport à la ligne de référence du fuselage (v. ASSIETTE\*).

## MOYENS D'ÉTUDE DE L'ACTION DE L'AIR SUR UN CORPS

t Une SOUFFLERIE, ou TUNNEL AÉRODYNAMIQUE (fig. 13, A — repère 5), est une installation d'essais qui permet de réaliser un vent de vitesse constante dans un laboratoire disposant de moyens de mesure.

u La MAQUETTE DE SOUFFLERIE est une reproduction, aussi fidèle que possible, en vraie grandeur ou, le plus souvent, à échelle réduite, des formes extérieures d'une aile, d'un élément d'avion ou d'un avion entier.

Pour déterminer les coefficients  $C_x$  et  $C_z$ , la maquette est reliée à des balances qui permettent de mesurer les composantes de l'action aérodynamique de l'air sur la maquette.

## RÉSULTATS D'ESSAIS

v Le coefficient de portance  $C_z$  croît linéairement avec l'incidence pour les faibles incidences, puis croît moins vite, passe par un maximum (COEFFICIENT DE PORTANCE MAXIMUM) et décroît (fig. 13, A — repère 1).

Le coefficient de traînée  $C_x$  est minimum pour une incidence voisine de  $0^\circ$  (COEFFICIENT DE TRAÎNÉE MINIMUM) et augmente au fur et à mesure que l'on s'écarte de cette incidence (fig. 13, A — repère 1).

w Si, pour chaque valeur de l'incidence, on porte sur un diagramme les valeurs de  $C_x$  et de  $C_z$ , on obtient une courbe  $C_x = f(C_z)$  appelée POLAIRE (fig. 13, A — repère 2), en raison du fait que le rayon-vecteur représente, en coordonnées polaires, la résultante aérodynamique en grandeur et en direction, celle-ci étant comptée (angle  $\theta$  de la figure 2) par rapport à la direction du vent relatif.

Pour étudier avec plus de précision cette courbe, dont la partie utile a sur la figure 2 une pente trop forte et un développement trop réduit, on a pris l'habitude de dilater fortement les abscisses en adoptant pour la traînée des graduations dix fois plus grandes que pour la portance (fig. 13, A — repère 3).

La courbe obtenue, dont le rayon vecteur ne donne plus la vraie direction de la résultante, cesse alors de mériter en toute rigueur le nom de polaire, qu'on lui a cependant conservé par habitude.

x On appelle FINESSE à une incidence donnée le rapport  $C_z/C_x$  (1) (voir fig. 13, A — repère 3). Il en résulte que le point de finesse maximum est donné par le point de contact de la tangente menée de l'origine à la polaire.

On détermine en soufflerie la polaire de l'avion complet. Les éléments tels que fuselages, empennages, etc... ayant relativement de faibles portances et de fortes traînées, la polaire de l'avion complet peut en première approximation se déduire de la polaire de l'aile par une translation de cette dernière parallèlement à l'axe des  $C_x$  (fig. 13, A — repère 4). (Cf. aussi 3,207).

AFFINER. — v. AÉRODYNAMIQUE\* x et renvoi (1).

ALLIAGES LÉGERS. — (voir également 4,013.1). — On désigne sous ce nom des alliages à base d'aluminium dont la densité est comprise entre 2,5 et 3.

L'alliage léger le plus employé est l'alliage A-U 4 G, qui comporte les marques commerciales : duralumin, durcilium, fortal, alferium et avial; la première de ces marques, la plus répandue, est souvent utilisée comme terme générique, indépendamment de sa signification commerciale particulière.

Les caractéristiques mécaniques sont données en 4,012.20.

Composition chimique : Cu = 4 %, Mg = 0,6 %, Mn = 0,5 %, Fe < 0,5 %  
Si < 0,35 %, Al = le reste.

Son état normal d'emploi est l'état trempé et vieilli. La trempe consiste à porter le métal entre  $490$  et  $500^\circ$  et à le plonger dans l'eau entre  $20$  et  $50^\circ$ .

Immédiatement après avoir été trempé le duralumin est mou ( $R = 28 \text{ kg/mm}^2$   $E = 12 \text{ kg/mm}^2$ ) et conserve cet état quelques heures à la température ordinaire. On en profite pour le travailler (pliage, chaudronnage, etc...). Les valeurs de R et de E croissent ensuite et atteignent leur valeur normale quatre jours plus tard à  $15^\circ$ , une heure plus tard à  $100^\circ$  (vieillissement artificiel). Au-dessous de  $-10^\circ$ , les caractéristiques ne varient pas (possibilité de conserver en glacière des rivets à l'état de trempe fraîche).

(1) A noter que le terme finesse désigne  $C_z/C_x$  et non pas l'inverse de la traînée, sens qu'on lui entend souvent donner à tort : ainsi l'expression « grande finesse » est fréquemment employée comme synonyme de « faible traînée minimum ». La confusion vient sans doute de l'acception qu'on donne au mot « fin » dans le langage courant, et de ce qu'on emploie effectivement le verbe « affiner » pour signifier « réduire la traînée ».



Le *recuit* (chauffage entre 350 et 450°) permet d'obtenir des caractéristiques analogues à celles du métal trempé non vieilli, *mais qui restent constantes avec le temps*.

Il faut alors procéder à une trempe après travail, laquelle déforme la pièce et nécessite une opération de retouche ; on n'utilise donc le recuit que lorsque le formage ne peut pas être effectué en moins de deux heures, ou au cours d'un petit nombre de trempes successives.

**ALLONGEMENT (D'UNE AILE).** — V. 1,121.11 et 3,211.

**ALLONGEMENT (ÉLASTIQUE).** — V. RÉSISTANCE DES MATÉRIAUX \*, l et p.

**ALTERNÉS (EFFORTS).** — V. RÉSISTANCE DES MATÉRIAUX \*, c.

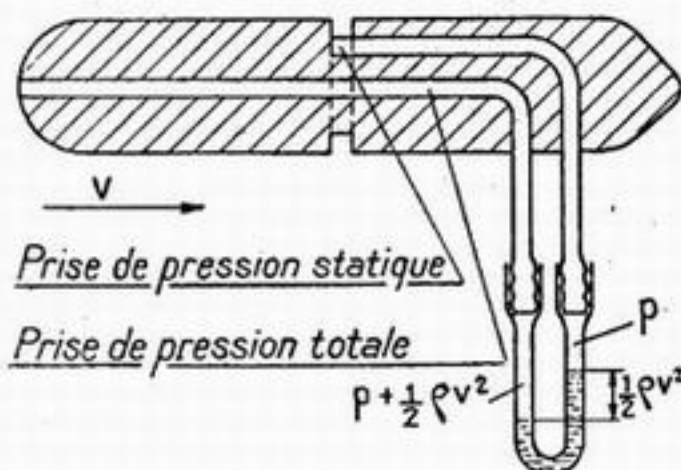
**AMORTISSEMENT.** — *En vol* : Rapidité de retour de l'avion à sa position d'équilibre après des oscillations d'amplitude décroissante, de part et d'autre de cette position. L'amortissement est d'autant meilleur que le nombre de ces oscillations est plus réduit (Cf. 3,311.0).

*Dans le roulement au sol* : qualité des AMORTISSEURS (Cf. 4,430.23).

**ANÉMOMÈTRE.** — Instrument destiné à indiquer la VITESSE RELATIVE\* de l'avion par rapport à l'air (1). Il est le plus souvent constitué par un manomètre. Ses indications sont proportionnelles à  $V \sqrt{\delta}$  ( $\delta$  étant la densité relative de l'air à l'altitude du vol) et à un coefficient qui dépend de la position de l'ANTENNE ANÉMOMÉTRIQUE\*.

**ANTENNE ANÉMOMÉTRIQUE.** — On appelle ainsi un dispositif placé dans une zone peu perturbée par le vol de l'avion (soit au bout d'une perche fixée à l'avant du fuselage ou de

## TUBE DE PITOT



## TROMPE DE VENTURI

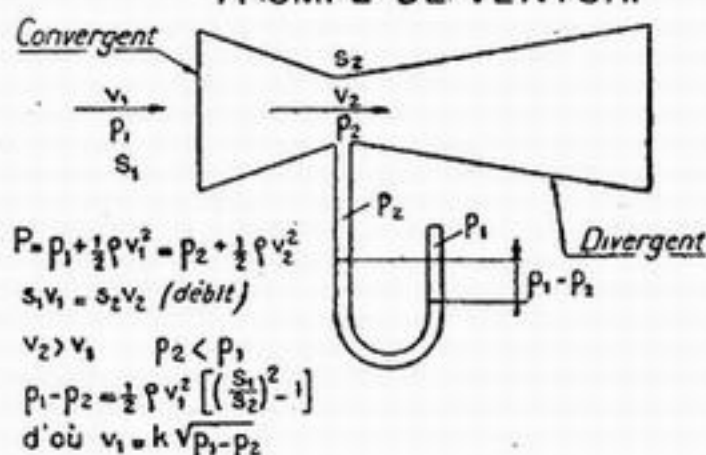


Fig. 13, B.

l'aile de l'avion, soit en haut de sa dérive) et destiné à obtenir des *différences de pressions, fonctions de la vitesse*, lesquelles transmises à un manomètre convenablement gradué (ANÉMOMÈTRE \*) permettent de mesurer L'ÉQUIVALENT DE VITESSE\*, ou vitesse ramenée au sol.

Les antennes anémométriques sont constituées par des *trompes de Venturi*, des *tubes de Pitot* ou des instruments de principe analogue.

a UN TUBE DE PITOT (V. figure 13, B) est un instrument comportant une prise de PRESSION STATIQUE\* et une prise de PRESSION TOTALE\* permettant de déterminer par différence la PRESSION DYNAMIQUE\*, donc l'équivalent de vitesse.

b Une TROMPE DE VENTURI (V. figure 13, B) est constituée par un tube étranglé d'axe parallèle à la vitesse relative. On obtient à l'étranglement une dépression proportionnelle au carré de l'équivalent de vitesse, qui peut être utilisée pour mesurer la vitesse relative ou pour actionner des instruments (gyroscopes).

**ARÉTIER.** — Pièce longue de bois ou de métal qu'on dispose le long d'une arête pour lui donner une certaine tenue. Ceci joue surtout pour les extrémités incurvées (ailes, gouvernes) et pour les bords de fuite.

**ASSIETTE.** — Angle avec l'horizontale d'une ligne de référence liée à l'avion. On distingue l'ASSIETTE TRANSVERSALE ou inclinaison latérale, et l'ASSIETTE LONGITUDINALE.

(1) L'anémomètre est souvent appelé « Badin » dans le langage courant, du nom de l'un des premiers réalisateurs français.

La *ligne de référence* choisie pour l'assiette longitudinale est en principe la même que celle qui définit la LIGNE DE VOL \*.

En vol, l'assiette est alors égale à la somme algébrique de l'incidence de l'aile et de la pente de la trajectoire, diminuée de l'angle de CALAGE\* de la voilure sur la ligne de référence (Cf. 1,121,31).

**ATMOSPHERE STANDARD ou ATMOSPHERE-TYPE.** — Lorsqu'on s'élève en altitude :  
 — la pression atmosphérique décroît. — la température décroît généralement (1) depuis le sol jusqu'à une certaine altitude (de l'ordre de 11.000 m à la latitude de la France).  
 a Cette région est appelée : TROPOSPHERE. Au delà, la température reste sensiblement  
 b constante : c'est la STRATOSPHERE.

On appelle **ATMOSPHERE STANDARD** ou *atmosphère-type* une atmosphère théorique dans laquelle la température (*température standard*) et la pression (*pression standard*) ont été fixées une fois pour toute en fonction de l'altitude (2) et à laquelle rapporte les calculs et les mesures de performances pour les rendre tous comparables.

Les paramètres les plus fréquemment employés de l'atmosphère standard sont donnés par la figure 13 C.

Dans les calculs rapides d'ordres de grandeur, on obtient à moins de 2 % près pour une altitude  $Z$  exprimée en km (inférieure à 11 km) :

— la *pression* par la formule empirique

$$p_z = p_0 \left( \frac{31 - z}{31 + z} \right)^2$$

— la *densité relative*  $\delta_z$  de l'air (rapport des poids spécifiques de l'air à l'altitude considérée et à l'altitude standard zéro) par la formule empirique :

$$\delta_z = \frac{20 - z}{20 + z}$$

**AUDIOMETRE.** — Appareil permettant de déterminer le niveau d'un bruit, et, au moyen de filtres appropriés, d'en analyser les fréquences composantes.

**AUTOMATIQUE.** — (COMMANDE D'HÉLICE SUR). — V. COMMANDE D'HÉLICE \*.

**AUTOROTATION.** — Mouvement de rotation d'une voilure tournante (cf. 10,31) ou d'un avion entier (Cf. 3,324) lorsque ce mouvement s'entretient de lui-même (TONNEAU, VRILLE\*).

**AXES DE TANGAGE, DE ROULIS, DE LACET.** — V. STABILITÉ \* e, h et i et fig. 13.

## - B -

**BALLONNET.** — Flotteur placé sous l'aile d'un hydravion pour empêcher le chavirement de l'appareil à flot.

**BALSA.** — Bois tropical très léger employé en aviation pour certains remplissages et pour la fabrication de pièces ne supportant que de très faibles efforts. Très utilisé pour la construction des MODÈLES RÉDUITS.\*

**BATI-MOTEUR.** — Partie de la structure d'un avion qui supporte directement le moteur.

**BORD D'ATTAQUE.** — (V. AÉRODYNAMIQUE \* d).

**BORD DE FUITE.** — (V. AÉRODYNAMIQUE \* e).

**BORD TOMBÉ.** — Sur une pièce de tôle : partie de faible largeur rabattue dans un but de raidissage ou de fixation.

**BUREAU VÉRITAS.** — Organisme privé chargé officiellement de certaines opérations de contrôle du matériel volant *civil*. Le Bureau Véritas apprécie en particulier (pour les assurances), lors de visites périodiques, le bon état des aéronefs civils publics ou privés et leur aptitude de ce fait à poursuivre ou non leur service sans danger.

(1) Des « inversions » de température se rencontrent fréquemment au voisinage du sol et quelquefois à des altitudes plus élevées.

(2) D'après des moyennes de relevés de températures réelles faits en différents pays.

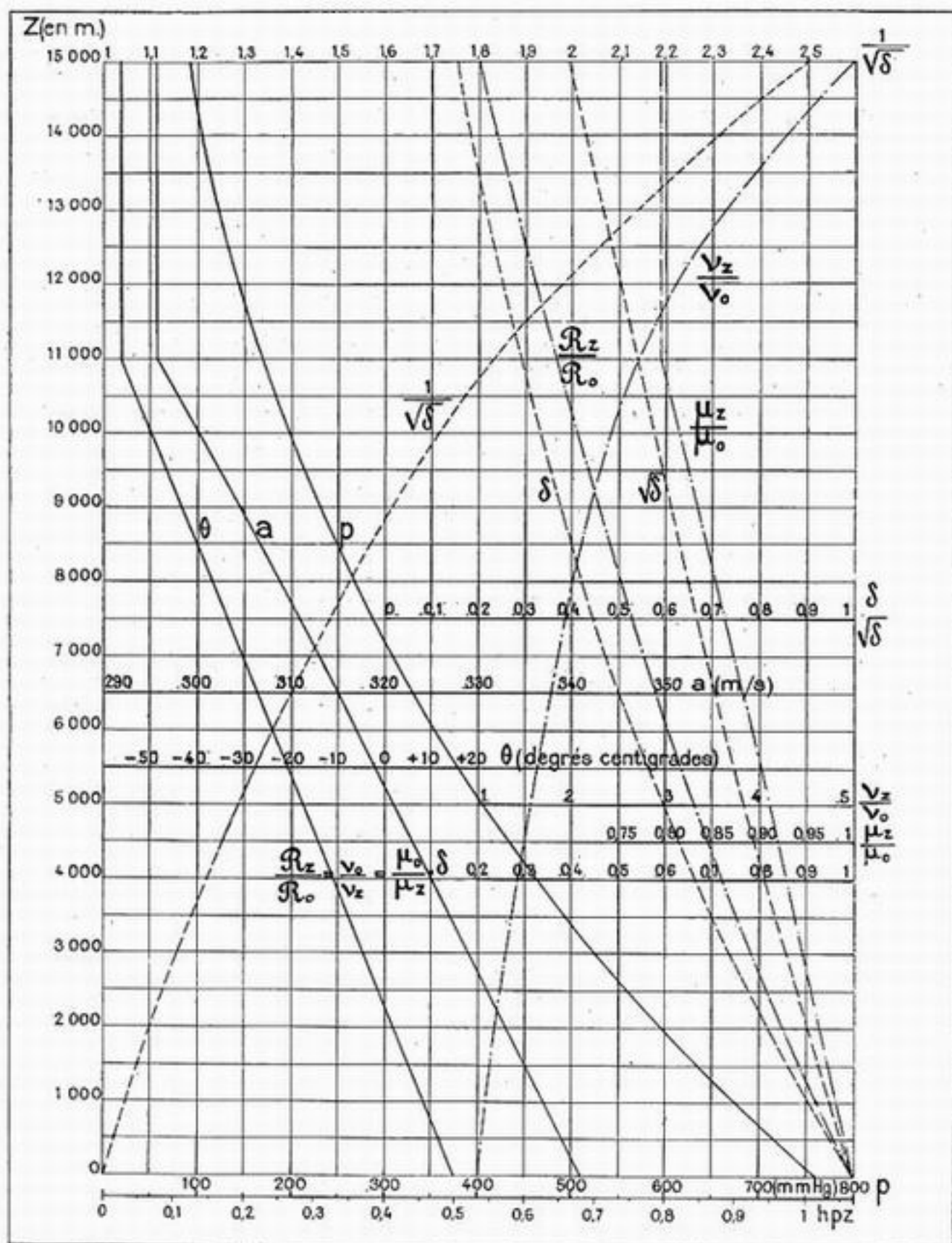


Fig. 13 C. — Courbes relatives à l'atmosphère standard.

$\delta$  : densité relative de l'air, ou rapport des masses spécifiques  $\rho/\rho_0$ .

$\theta$  : température.

$p$  : pression.

$a$  : vitesse du son.

$\mu$  : viscosité de l'air.

$R_z$  : Nombre de Reynolds (pour une vitesse et une dimension constantes).



## - C -

- CABRÉ.** — Position ou mouvement de l'avion dans lequel la partie avant de l'appareil (nez) est ou devient plus haute que la partie arrière (queue).
- CADRE GONIOMÉTRIQUE.** — V. RADIOGONIOMÉTRIE \*.
- CAISSON.** — Structure dont la section est un contour travaillant complètement fermé. En principe, toutes les parois sont pleines; il arrive cependant qu'une ou plusieurs d'entre elles soient en treillis (Cf. 4,112.113.2).
- CALAGE (DE L'AILE).** — Angle formé par la corde de l'aile (V. AÉRODYNAMIQUE \* f) et la ligne de référence du fuselage (V. ASSIETTE \*).
- CAPOT, CARÉNAGE.** — On appelle CAPOT ou parfois *capotage* une partie de revêtement extérieur, en tôle plus ou moins galbée, destinée à enrober des parties saillantes de l'appareil. On appelle CARÉNAGE un habillage extérieur *uniquement* destiné à réduire la traînée de l'élément sur lequel il est monté. De larges recouvrements existent entre les zones d'application de ces deux termes, qui sont souvent employés comme synonymes (ex. : capot ou carénage d'hélice, de roue, de mitrailleuse d'aile, etc...). Néanmoins, dans l'expression capot, la notion de *contenant* prédomine sur celle de réduction de traînée — à telles enseignes qu'on n'appellera jamais capot un carénage qui ne contient pas l'objet à profiler mais lui est rajouté par derrière (exemple de certains bords de fuite de mâts (Cf. 4,812), de certains carénages de roues ne comportant qu'une pointe arrière, etc...).
- CAPOT DE MOTEUR A AIR.** — A l'origine les moteurs à refroidissement par air ne comportaient aucun carénage. Pour diminuer la résistance à l'avancement due à cette masse non fuselée, et également pour améliorer le refroidissement du moteur, on a été amené à envelopper ce moteur dans des carénages convenablement dessinés (anneau Townend, capot N. A. C. A.).
- CASSEROLE (ou CARÉNAGE, ou CONE, ou DÉFLECTEUR) d'HÉLICE.** — Capotage de révolution coiffant le centre de l'hélice pour habiller les pieds de pales (et généralement aussi les mécanismes de variation de pas) et parachever vers l'avant la pureté de forme aérodynamique d'ensemble du fuseau-moteur ou du fuselage.
- CÉ DE RIVETAGE.** — Outil mobile en forme de C comportant un vérin et permettant d'exécuter par pression, avec un seul outil, tous les rivetages qui ne sont pas trop éloignés du bord de l'ensemble à river (très utilisé pour des longerons, nervures, cadres de fuselage, etc...). Lorsque la distance à enjamber devient trop grande (panneaux de grandes dimensions) on fait parfois appel à des machines fixes conçues selon le même principe.
- CENTRAGE.** — V. STABILITÉ \* b.
- CERCE.** — Élément raidisseur de fuselage, de forme sensiblement circulaire, dont le plan est disposé perpendiculairement à l'axe longitudinal du fuselage. Synonyme de *couple*, mais s'applique seulement aux couples très légers.
- CHANDELLE.** — Acrobatie au cours de laquelle l'avion ayant à l'origine un gros excédent de vitesse par rapport à la VITESSE MINIMUM\*, prolonge aussi longtemps que possible une trajectoire ascendante sous forte pente (jusqu'à la verticale).
- CHARGE ALAIRE. (ou CHARGE AU MÈTRE CARRÉ).** — Valeur du rapport du poids total de l'avion à la surface aérodynamique (Cf. SURFACE \*).
- CHAUDRONNER.** — Donner à une tôle une forme déterminée, en général non développable, par déformation effectuée au marteau, à main ou automatique.
- CISAILLEMENT** — V. RÉSISTANCE DES MATÉRIAUX \* f et s.
- CLINOMÈTRE (ou NIVEAU LONGITUDINAL).** — Instrument, généralement à niveau de liquide, indiquant l'ASSIETTE LONGITUDINALE\* de l'avion en vol de régime stabilisé. L'incidence ne s'en déduit que très indirectement (V. ASSIETTE\* ET 3,314.11).
- CLIPS.** — Élément en deux pièces fixées chacune sur une tôle, la réunion de ces deux pièces permettant l'assemblage rapide des deux tôles en laissant la possibilité d'un démontage aisé.
- CLOQUAGE.** — Déformation non élastique d'une tôle travaillant en compression : analogue au *flambage* (v. RÉSISTANCE DES MATÉRIAUX \* y) d'une pièce chargée en bout. Il se produit aussi un cloquage de fabrication quand des tôles de revêtement de faible épaisseur ne sont pas mises en places sous tension.

**COMMANDE D'HÉLICE.** — Sur un avion donné, les variations de pas de l'hélice peuvent être provoquées de deux façons différentes :

**COMMANDE D'HÉLICE SUR « AUTOMATIQUE » :** le pas varie automatiquement sous l'action d'un régulateur, de façon à conserver au moteur une vitesse de rotation constante, quel que soit le cas de vol et la puissance développée par le moteur.

**COMMANDE D'HÉLICE SUR « MANUEL » :** le pas ne varie que si l'on agit (et aussi longtemps qu'on agit) sur des commandes secondaires « *grand pas* » et « *petit pas* ».

**COMPENSATEUR DE RÉACTION.** — L'action de l'air sur les gouvernes produit dans les commandes des *réactions* d'origine aérodynamique équilibrées par la force musculaire du pilote. Pour éviter à ce dernier une fatigue exagérée, on diminue ces réactions par des dispositifs appropriés appelés *compensateurs de réactions* (Cf. 1,441). Certains parlent aussi de *compensation* (statique ou dynamique) pour les dispositifs chargés de balancer les effets de masse ou d'inertie. Nous leur réservons toujours ici le nom d'**ÉQUILIBRAGE\*** (Cf. 4,034.2).

**CONTRAINTÉ** (ou **TAUX DE TRAVAIL**, ou **FATIGUÉ**). — Rapport d'un effort à la section de la pièce qui le supporte (V. **RÉSISTANCE DES MATÉRIAUX\*** m et s).

**CONTROLEUR DE VOL.** — Instrument de bord destiné à permettre la conduite de l'avion en **PILOTAGE SANS VISIBILITÉ\*** et qui groupe au minimum : un **ANÉMOMÈTRE\***, un **INDICATEUR DE VIRAGE\***, et un **NIVEAU TRANSVERSAL\***.

**CORDE D'AILE.** — V. **AÉRODYNAMIQUE\*** f.

**CORROYAGE.** — Réduction de section d'un lingot, pratiquée à chaud. Le *corroyage* améliore l'ensemble des caractéristiques mécaniques des alliages en affinant les cristaux et en les allongeant dans un sens privilégié, ce qui donne naissance au **FIBRAGE**, ainsi appelé par analogie avec les fibres du bois. C'est dans le sens des fibres que les caractéristiques sont les meilleures, d'où l'importance du *fibrage*.

b Il convient de ne pas confondre le corroyage avec l'**ÉCROUISSAGE** qui consiste à réduire à froid la section d'un métal déjà corroyé. L'écroissage améliore la résistance mais diminue rapidement l'allongement à rupture, la résilience et la tenue à la fatigue (V. **RÉSISTANCE DES MATÉRIAUX\*** p, z et aa).

**COTE SPÉCIFIQUE.** — V. **RÉSISTANCE DES MATÉRIAUX\*** q.

**COUCHE LIMITE** (Cf. 3,111).

**CROISIÈRE.** — V. **PUISSANCE\*** et **VITESSE DE CROISIÈRE\***.

## - D -

**DASH-POT.** — Dispositif permettant, en utilisant le laminage d'un fluide visqueux à travers un orifice de faible section, de freiner les déplacements rapides d'un organe, tout en laissant très libres ses mouvements lents.

**DÉCROCHAGE** ou **DÉCROCHEMENT.** — Expression imagée, quoique peu scientifique, pour désigner le phénomène qui a lieu lorsqu'on dépasse l'angle d'incidence correspondant à la **PORTANCE MAXIMUM\*** : la portance diminue brusquement et l'avion fait une **ABATÉE\*** (Cf. 3,315.3 et **PERTE DE VITESSE\***).

**DÉFLECTEUR** (ou *saute-vent*). — Élément de surface, souvent escamotable, disposé en saillie à l'extérieur du planeur pour dévier les filets d'air et créer ainsi, au niveau de son bord de fuite, une dépression (v. **AÉRODYNAMIQUE\*** a) destinée à empêcher le vent relatif de s'engouffrer dans une ouverture.

Quelquefois employé aussi (à tort) comme synonyme de **CARÉNAGE\*** (exemple : déflecteur d'hélice).

**DÉFLECTION.** — V. **AÉRODYNAMIQUE\*** s.

**DÉPORT.** — Ce terme peut s'appliquer à l'axe d'une gouverne, en vue de la compensation aérodynamique de ses réactions (Cf. 1,441.122) ou au point de contact avec le sol d'une roue orientable (Cf. 3,411.1).

**DÉPRESSION.** — V. **AÉRODYNAMIQUE\*** a et p.

**DÉRAPAGE.** — On dit qu'un avion *dérape* (ou qu'il est *en vol dérapé*) lorsque la vitesse n'est pas parallèle au plan de symétrie : l'angle qu'elle fait avec ce plan est l'*angle de dérapage* (Vol avec un moteur stoppé sur multimoteur, virage incorrect, GLISSADE\*, etc...).

**DÉRIVE.** — Partie fixe des empennages verticaux de l'avion (V. Planches I et II).

**DEVIS DE POIDS.** — Liste de tous les éléments de structure, organes, aménagements, équipage, passagers, fret, composant l'avion complet en état de vol et comportant en regard de chaque poste le poids prévu correspondant. Par extension se dit également après construction (« *devis de poids pesés* ») bien qu'il s'agisse alors de poids réels, et non plus d'un « devis ».

**DIRECTIONNEL** (ou **DIRECTIONAL GYRO**) : V. GYROSCOPE DIRECTIONNEL\*.

**DRAPEAU** (MISE EN) : Position d'une hélice dans laquelle les pales sont amenées à une incidence telle que leur traînée, une fois leur rotation arrêtée, soit la plus faible possible. L'hélice est mise en drapeau pour faciliter la poursuite du vol sur un bimoteur ayant un moteur en panne. Simultanément la résistance que les pales offrent à la rotation est maximum, ce qui permet l'arrêt du moteur.

## - E -

**ÉCHANTILLONNAGE.** — Mot fréquemment employé comme synonyme de « dimensionnement » (surtout pour les épaisseurs de tôles).

### ÉCOULEMENT.

**TURBULENT** : partie d'un écoulement fluide dans laquelle la vitesse en un point donné change rapidement en grandeur et en direction avec le temps.

**LAMINAIRE** : écoulement fluide dans lequel la vitesse en un point est de grandeur et direction constantes.

**ÉCROUISSAGE.** — V. CORROYAGE\* b.

**EFFILEMENT.** — V. 3,215.12.

**EFFORT TRANCHANT.** — V. RÉSISTANCE DES MATÉRIAUX\* i et s..

**EMBOUITISSAGE.** — Opération par laquelle une tôle plane est formée par choc ou pression entre un moule en creux (MATRICE) (1) et un moule en relief (POINÇON) portés respectivement par les deux plateaux d'une presse ou d'un mouton.

**EMPLANTURE.** — Partie par laquelle une aile ou une gouverne s'implante dans un fuselage.

**ENRICHISSEUR.** — Accessoire du carburateur destiné à augmenter la richesse en essence de l'air carburé admis aux cylindres, dans certaines conditions particulièrement dures de fonctionnement du moteur qui tendent à faire chauffer celui-ci (roulement au sol, montée à pleine admission jusqu'à l'altitude de rétablissement, vol avec un seul moteur sur bimoteur).

**ÉPAISSEUR D'AILE - ÉPAISSEUR RELATIVE.** — V. AÉRODYNAMIQUE\* j et k.

**ÉPINGLAGE.** — V. 5,412.1..

**ÉQUILIBRAGE** (DES GOUVERNES). — De convention expresse, nous réservons ce terme aux dispositifs chargés de balancer les effets de masse sur les gouvernes, affectant l'appellation de COMPENSATEURS\* à ceux qui ont trait aux réactions d'origine aérodynamique. On distingue un équilibrage statique et un équilibrage dynamique (Cf. 4,034.2).

### ESSAIS DE VIBRATION.

A. Essais ayant pour but de déterminer au sol les caractéristiques vibratoires (période propre de vibration, coefficient d'amortissement, etc...) d'un élément d'avion dans le but de calculer la vitesse à laquelle des vibrations dangereuses pour la résistance de cet élément peuvent apparaître en vol.

B. On désigne également sous le nom d'essais de vibrations des essais destinés à vérifier au sol l'endurance d'un organe ou accessoire d'avion (réservoir, instrument de bord, etc...) en le soumettant à des « micro-vibrations » analogues à celles qu'il subira en vol.

(1) V. également matricage pour les pièces non en tôle.



**ESSAI STATIQUE.** — Essai destiné à vérifier la résistance d'un avion ou d'un élément d'avion en vol en lui appliquant au sol des efforts correspondants à ceux qu'il est susceptible d'avoir à supporter en vol. Les efforts peuvent être appliqués sous forme de poids (gueuses, sacs de sable) ou à l'aide de vérins.

**ÉTAMBOT.** — Extrémité arrière du fuselage d'un avion monodérive. Sur la pièce (poutres verticales ou dernier cadre) qui constitue l'étambot, s'articule le gouvernail de direction.

**ÉTIRAGE.** — L'étirage est une opération qui consiste à faire passer une pièce prismatique de grande longueur, en tirant sur son extrémité, à travers une ouverture calibrée appelée *filière* et destinée à lui donner une section déterminée. Elle a pour but :

- soit de former un PROFILÉ\* à partir d'une bande de tôle,
- soit de parfaire la section d'un PROFILÉ lorsque celle-ci n'a pu être obtenue avec suffisamment de précision et de fini au *laminoir* ou à la *presse à filer*,
- soit d'augmenter la résistance du métal par *écrouissage* (V. CORROYAGE\* b).

*L'étirage se fait à froid.*

**ÉTOUFFOIR.** — Les culasses d'un moteur à refroidissement par air sont portées à une température élevée, qui ne décroît pas immédiatement après l'atterrissage; en raison du haut taux de compression des moteurs actuels, il se produit alors fréquemment au ralenti au sol des phénomènes *d'auto-allumage* qui rendent difficile l'arrêt du moteur, même une fois le contact coupé. Pour permettre l'arrêt rapide du moteur on supprime, par un dispositif appelé *étouffoir*, l'arrivée d'air au carburateur ou l'émission d'essence vaporisée par ce dernier.

**ÉQUIVALENT DE VITESSE.** — Produit de la vitesse par la racine carrée de la densité relative de l'air à l'altitude où l'on se trouve. C'est la vitesse qui, au sol (altitude zéro de l'atmosphère standard) produirait les mêmes effets aérodynamiques.

**EXTRADOS.** — V. AÉRODYNAMIQUE\* i.

## - F -

**FACTEUR DE CHARGE.** — V. 4,021.12.

**FATIGUE.** — V. RÉSISTANCE DES MATÉRIAUX\* d et aa d'une part, et m et CONTRAINTE\* d'autre part.

**FIBRAGE.** — V. CORROYAGE\* a.

**FIBRE NEUTRE.** — V. RÉSISTANCE DES MATÉRIAUX\* u.

**FILAGE.** — Le filage est l'opération qui permet d'obtenir un profilé en partant d'un bloc de métal (billette) et en le « *forçant* » par pression à travers l'orifice calibré d'une filière, au moyen d'une presse à grande puissance.

*Le filage se fait à chaud; il est très utilisé pour les profilés en alliages légers.*

**FINESSE.** — V. AÉRODYNAMIQUE\* x.

**FLAMBAGE.** — V. RÉSISTANCE DES MATÉRIAUX\* r.

**FLÈCHE.** — D'un profil : V. AÉRODYNAMIQUE\* m. D'une voilure : Cf. 1,121.12.

**FLEXION SECONDAIRE.** — Flexion supplémentaire, due à une disposition matérielle des pièces s'écartant légèrement de la disposition théorique pour laquelle les efforts seraient rigoureusement axés.

**FOYER (D'UN PROFIL).** — Point, pratiquement situé à 25 % de la profondeur sur tous les profils courants, par rapport auquel le moment aérodynamique  $C_m$  est indépendant de l'incidence (Cf. 4,032).

**FRAISAGE.** — Opération d'usinage dans laquelle le métal est enlevé par un outil *rotatif* muni de dents.

**FUSEAUX-MOTEURS.** — Ensemble du volume CARÉNÉ\* à l'intérieur duquel se trouve le moteur dans le cas où ce dernier n'est pas situé dans le fuselage.

**FUSÉES D'ATTERRISSAGE.** — Artifice lumineux qu'on allume entre 50 et 20 m. d'altitude pour éclairer le sol et permettre l'atterrissage de nuit par les seuls moyens du bord en cas de panne du *projecteur d'atterrissage de l'avion* (également appelé « *phare* »), lequel est le moyen normal d'atterrissage de nuit sur un terrain qui ne comporte pas de « *rampe* » d'éclairage du sol.

## - G -

**GAUCHISSEMENT.** — Nom donné à la commande d'ailerons. Ce nom vient de ce que l'action de ces derniers était, sur les premiers avions, remplacée par une torsion de la partie arrière des ailes, suffisamment souples à l'époque.

**GIROUETTE.** — (ESSAIS EN) V. STABILITÉ\* c.

**GIROUETTE CONSTANTIN.** — Dispositif détecteur d'incidence (v. fig. 13 D) constitué par une petite aile, de surface proportionnée aux effets mécaniques à obtenir, solidarisée

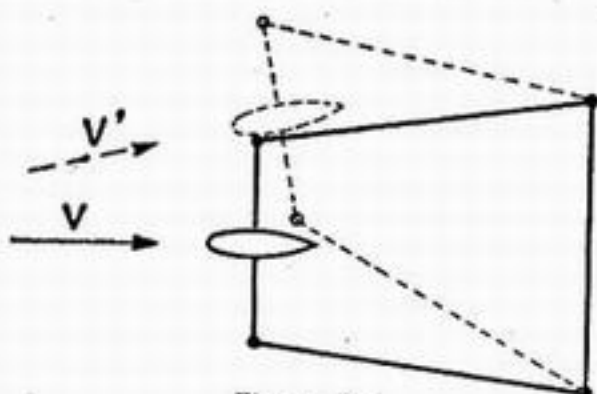


Fig. 13 D.

avec la tige verticale d'un quadrilatère déformable. Les longueurs de bielles de ce quadrilatère sont dimensionnées selon l'amplification qu'on désire donner aux mouvements que prend la petite aile sous l'effet des portances positives ou négatives dont elle devient le siège dès que la direction du vent relatif varie. On voit que le système est stable, et que sa sensibilité est maximum pour la position médiane (trait plein sur la figure).

Peut être employé aussi en détecteur de dérapage, le plan de la figure (que nous avons supposé jusqu'ici parallèle au

plan de symétrie de l'avion) étant alors rendu parallèle à l'envergure.

Des effets mécaniques importants peuvent être obtenus au prix d'une certaine traînée, cependant modérée (puisque l'on agit surtout par une portance) et l'on peut faire actionner par ce dispositif divers indicateurs, ou même un pilote automatique, avec ou sans relais.

**GLISSADE.** — Vol *DÉRAPÉ\** rectiligne accompagné d'une forte inclinaison latérale de l'avion. La glissade s'effectue généralement moteur réduit pour obtenir une perte rapide d'altitude sans augmentation de vitesse.

**G. M. P.** — Abréviation courante pour « Groupe motopropulseur ».

**GONIOMÉTRIQUE (CADRE).** — V. RADIOGONIOMÉTRIE\*.

**GRIGNOTAGE.** — Opération qui consiste à découper une tôle au moyen d'un outil à mouvement alternatif progressant pas à pas et poinçonnant des trous qui se recoupent les uns les autres le long du contour de la pièce.

**GUIGNOL.** — Levier solidaire d'une gouverne et servant à commander celle-ci.

**GYROSCOPE DIRECTIONNEL.** — Instrument qui facilite beaucoup le pilotage d'un avion en indiquant directement au pilote, en vraie grandeur, les écarts en direction à droite et à gauche d'un plan de référence vertical, sans présenter les oscillations diverses qui rendent délicat et fatigant par temps agité l'emploi du compas dans ce but. La position du plan de référence n'est malheureusement pas fixe dans l'espace (précession du gyroscope) : l'instrument doit être « *recalé* » (tous les quarts d'heure environ), en tenant compte des indications du compas, lequel ne peut donc pas être supprimé mais est réduit au rôle d'instrument-témoin de contrôle. Ce recalage devient automatique et permanent dans les compas gyromagnétiques.

## - H -

**HABITACLE.** — Partie d'un avion qui contient l'équipage.

**HORIZON GYROSCOPIQUE.** — Instrument indiquant directement au pilote en vraie grandeur, les inclinaisons latérale et longitudinale de son avion en vol, sans être soumis comme les NIVEAUX\*, aux changements d'orientation de la verticale apparente, résultant des incurvations de la trajectoire et des accélérations qui en découlent.

**HYPERSTATIQUE.** — Genre de construction dans laquelle les efforts sont mal déterminés en raison de la présence de liaisons surabondantes. Par exemple : si une poutre chargée repose sur deux appuis, les réactions sur chacun d'eux peuvent être déterminées par les équations de la statique (2 équations). Si on ajoute un troisième appui, les réactions ne peuvent être déterminées qu'en étudiant les efforts intérieurs et les déformations de la poutre : une poutre reposant sur trois appuis est un système hyperstatique.

## - I -

**INCIDENCE.** — V. AÉRODYNAMIQUE\* o.

**INDICATEUR DE VIRAGE.** — Instrument gyroscopique qui indique au pilote les mouvements de lacet de l'avion. Ses indications cessent lorsque le virage est arrêté, même si un écart en direction subsiste par rapport à la position initiale de l'avion (contrairement au GYROSCOPE DIRECTIONNEL\* qui note les écarts de cap).

**INERTIE (MOMENT D'...).** — V. RÉSISTANCE DES MATÉRIAUX\* u et w.

**INFRASTRUCTURE.** — Ensemble des installations au sol nécessaires à la mise en œuvre des avions : PISTES\*, hangars, terrains, balises, phares (lumineux ou radio-électriques), etc...

**INHALATEUR.** — Appareil destiné à fournir au pilote une quantité d'oxygène convenablement dosée dans le but de lui permettre de respirer aux altitudes où la pression partielle d'oxygène est insuffisante pour entretenir la vie.

**INTERACTION.** — Influence réciproque de deux éléments d'un avion qui fait que l'action résultante de l'air n'est pas égale à la somme des actions de celui-ci sur chacun des éléments isolés (Cf. 3,222).

**INTRADOS.** — V. AÉRODYNAMIQUE\* h.

## - L -

**LAMINAGE.** — Opération consistant à faire passer un métal, généralement porté à une température de forgeage, entre deux rouleaux cylindriques tournant en sens inverse dans le but de réduire son épaisseur (fabrication des tôles) ou de lui donner un profil déterminé (fabrication des profilés). Les tôles sont parfois laminées à froid pour provoquer un ÉCROUISSAGE\*.

Laminage fluide : passage forcé d'un fluide visqueux (huile, air, etc.) à travers un petit orifice calibré, utilisé dans les AMORTISSEURS\*, DASH-POTS\*, etc., pour obtenir un freinage croissant avec la vitesse du mouvement.

**LIGNE DE COURBURE - LIGNE MOYENNE.** — V. AÉRODYNAMIQUE\* l.

**LIGNE DE VOL.** — Position de l'avion dans le vol en palier. Cette position n'est définie avec précision, que si l'on explicite aussi la vitesse. En l'absence d'autres précisions, on la définira généralement par l'horizontalité de l'axe de traction (voir 1,203).



**LIMITE ÉLASTIQUE.** — V. RÉSISTANCE DES MATÉRIAUX\* k et o.

**LIMITE DE FATIGUE.** — V. RÉSISTANCE DES MATÉRIAUX\* aa.

**LISSE.** — Raidisseur longitudinal, sensiblement rectiligne.

**LONGERON.** — Poutre ou pièce résistante placée selon la plus grande dimension d'une aile ou d'un fuselage et absorbant principalement les efforts de flexion (Cf. 4,112.1).

**LOOPING.** — V. 3,318.1.

## - M -

**MAITRE-COUPLE.** — La plus grande des sections d'un corps par des plans perpendiculaires à la direction du vent relatif.

**MANCHE D'ADMISSION.** — Prise d'air alimentant le moteur, ou son compresseur (Cf. 6,121.1).

**MANIABILITÉ.** — Qualité caractérisée par la vitesse de rotation de l'appareil autour de l'axe considéré (*tangage, roulis, lacet*).

**MANŒUVRABILITÉ.** — Possibilité de réaliser certaines manœuvres, indépendamment de la rapidité avec laquelle elles sont obtenues.

**MANUEL (COMMANDE D'HÉLICE SUR...).** — V. COMMANDE D'HÉLICE\*.

**MAQUETTE D'AMÉNAGEMENT.** — Réalisation postiche en vraie grandeur destinée à étudier la position des divers organes, accessoires et équipements, à bord d'un avion et à apprécier avant construction l'accessibilité, le confort, la visibilité, etc. (Cf. 9,114).

**MAQUETTE MOTORISÉE.** — MAQUETTE DE SOUFFLERIE\* équipée d'hélices et de moteurs électriques, destinée à étudier en soufflerie, en tenant compte du souffle des hélices et de leur traction, les différentes caractéristiques aérodynamiques d'un avion (*polaire, stabilité, maniabilité, etc...*).

**MAQUETTE DE SOUFFLERIE.** — V. AÉRODYNAMIQUE\* u.

**MAROUFLAGE.** — Bande de toile enroulée en hélice autour d'une pièce, soit pour faciliter son enduisage et diminuer sa fragilité (pièce en bois), soit pour permettre la fixation d'un entoilage par couture sur la pièce considérée.

**MASSE D'ÉQUILIBRAGE.** — V. 4,034.2.

**MATAGE.** — Déformation de l'une au moins de deux pièces en contact, lorsque la pression entre ces pièces devient trop grande. Ce terme s'emploie particulièrement lorsqu'il s'agit de la pression exercée radialement par une pièce cylindrique (rivet, axe, boulon d'assemblage) sur l'alsage qui l'entoure.

**MATRIÇAGE.** — Opération par laquelle une pièce est formée par chocs ou pression dans un moule en creux (MATRICE) (1) dont les deux parties sont fixées aux plateaux d'une presse à forger, d'un marteau pilon ou d'un mouton.

**MÉCANIQUE DE L'AVION.** — La force aérodynamique qui s'exerce sur un corps en mouvement dans l'air peut se décomposer, suivant la trajectoire et perpendiculairement à celle-ci, en deux forces qui ont pour expression :

$$R_z = \frac{\rho}{2g} C_z S V^2 \delta$$

$$R_x = \frac{\rho}{2g} C_x S V^3 \delta \quad (\text{Cf. AÉRODYNAMIQUE* q})$$

**VOL HORIZONTAL.** — Un avion en vol horizontal de vitesse uniforme est en équilibre sous l'action des composantes  $R_z$  et  $R_x$  de la force aérodynamique, du poids  $P$  et de la traction de

(1) V. également emboutissage pour les tôles.

l'hélice. Ces forces sont égales et directement opposées deux à deux (V, fig. 13, E — repère 1).

$$P = R_z = \frac{a}{2g} C_x S V^2 \delta \quad (1) \quad T = R_x = \frac{a}{2g} C_x S V^3 \delta \quad (2)$$

Or, le produit de la traction de l'hélice par la vitesse est égal à la puissance fournie par l'hélice. Cette puissance est égale à la puissance du moteur multipliée par le rendement de l'hélice  $\eta$ .

$$T V = W_u = \eta W$$

On peut donc écrire les équations (1) et (2) sous la forme :

$$\left. \begin{aligned} P &= \frac{1}{16} C_x S V^2 \delta \quad (3) \\ W_u &= \frac{1}{16} C_x S V^3 \delta \quad (4) \end{aligned} \right\} \text{car } a/2g \text{ est sensiblement égal à } 1/16 \text{ dans le système d'unités M K S.}$$

Les équations (3) et (4) sont les *équations fondamentales du vol en palier*. (Cf. 3,201).

**MONTÉE.** — Si la trajectoire de l'avion n'est pas horizontale, le poids ne s'exerce plus suivant la même direction que la portance (V, fig. 13 E — repère 2).

### MECANIQUE DE L'AVION

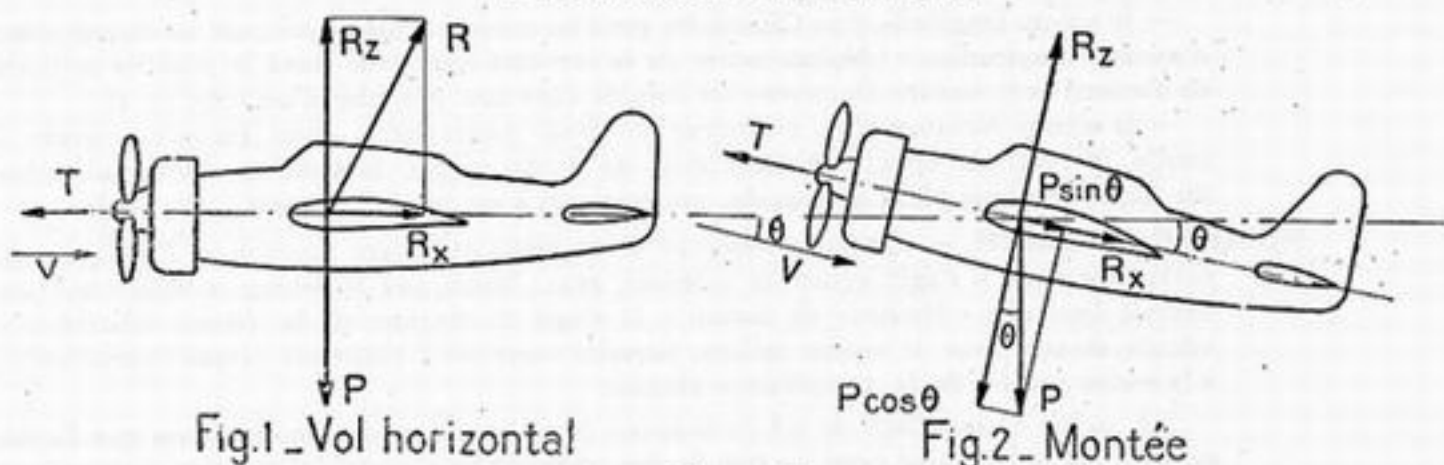


Fig. 13 E.

Les forces  $R_z$  et  $P \cos \theta$  d'une part;  $R_x$ ,  $P \sin \theta$  et  $T$  d'autre part s'équilibrent :

$$P \cos. \theta = R_z = \frac{a}{2g} C_x S V^2 \delta$$

$$T = P \sin. \theta + R_x = P \sin. \theta + \frac{a}{2g} C_x S V^3 \delta$$

$$\text{d'où : } P \cos. \theta = \frac{C_x S V^2 \delta}{16} \quad (5)$$

$$\eta W - P V \sin. \theta = \frac{C_x S V^3 \delta}{16} \quad (6)$$

Les équations (5) et (6) sont les *équations fondamentales du vol en montée* (Cf. 3,203).

**MISE A L'AIR LIBRE.** — Orifice d'un réservoir destiné à mettre l'intérieur de ce dernier à la pression ambiante et à permettre l'évacuation de l'air lors du remplissage.

**MODÈLE RÉDUIT.** — Petite maquette d'avion construite très légèrement pour lui permettre de voler par ses propres moyens en entraînant l'hélice avec un moteur miniature ou un faisceau de fils de caoutchouc torsadés. A ne pas confondre avec la MAQUETTE DE SOUFFLERIE, construite en bois massif (ou même en métal pour les souffleries à très haute vitesse) afin de résister aux efforts importants qu'elle doit supporter. De plus, le modèle réduit, généralement réalisé à titre de distraction, ne comporte pas la même précision dans la reproduction à échelle réduite des formes exactes de l'avion représenté. Notons cependant le cas des essais de vrille, en soufflerie verticale à maquette libre (Cf. 3,324.33) pour lesquels on construit des maquettes exactes selon la technique des modèles réduits.

**MODULE D'ÉLASTICITÉ.** — V. RÉSISTANCE DES MATÉRIAUX\* n et t.

**MOMENT FLÉCHISSANT.** — V. RÉSISTANCE DES MATÉRIAUX\* h.

**MOULINET.** — Hélice fonctionnant en récepteur dans le vent relatif, pour entraîner des organes de servitude (génératrice électrique, pompe à vide, treuil de remorquage, etc.).

## - N -

**NACA,** ou NATIONAL ADVISORY COMMITTEE FOR AERONAUTICS, puissant Institut de Recherches Américain, relevant directement du Président des États-Unis, et travaillant au profit de l'ensemble de l'Industrie Aéronautique de ce pays.

**NAGEOIRE.** — Volume lié à la coque d'un hydravion et destiné à empêcher le chavirement à flot. On peut s'arranger pour que les nageoires facilitent en outre légèrement le décollage, et même pour qu'elles développent une certaine portance en vol.

**NERVURE.** — V. 4,112.3.

**NIVEAU.** — Instrument indiquant les déplacements de la *verticale apparente* par rapport à une direction-repère fixe dans l'appareil. On distingue :

— le *niveau longitudinal* ou *Clinomètre* pour les mouvements de tangage ou changements d'assiette longitudinale (déplacements de la verticale apparente dans le plan de symétrie de l'avion) avec lecture du niveau du liquide dans une branche d'un tube en U ;

— le *niveau transversal* ou *indicateur de pente transversale*, pour les mouvements de roulis, la verticale apparente étant mise en évidence par la position d'une bille dans un tube curviligne plein de liquide, qui équivaut à un pendule amorti.

**NOMBRE DE MACH.** — Quoique courante, cette désignation est incorrecte, l'influence du paramètre dont il s'agit ayant été montrée, avant Mach, par le Français SARRAU : on devrait donc dire « Nombre de Sarrau ». Il s'agit du rapport de la vitesse relative à la vitesse du son dans le même milieu, laquelle varie avec l'altitude proportionnellement à la racine carrée de la température absolue.

A partir d'une valeur de 0,8 environ (un peu plus ou un peu moins selon que l'avion est bien ou mal dessiné pour les très hautes vitesses) l'air cesse de se comporter comme un fluide incompressible, et lorsque la vitesse du son est atteinte en un point de la maquette ou de l'avion, il apparaît une onde de choc.

**NOMBRE DE REYNOLDS.** — Deux corps (par exemple : un avion et sa MAQUETTE DE SOUFFLERIE\*) étant géométriquement semblables, les *coefficients de traînée et de portance*, quoique théoriquement sans dimensions, ne sont pas égaux pour ces deux corps, mais dépendent de la vitesse du courant d'air où ils sont placés, des dimensions de ces corps et de la viscosité de l'air. La similitude complète dans les résultats d'essais de ces deux corps ne peut être obtenue qu'à égalité de valeur du Nombre de Reynolds défini par  $R = \frac{VL}{\nu}$

V = Vitesse.

L = Dimension de référence *mesurée parallèlement à la vitesse*.

$\nu$  = coefficient de viscosité cinématique de l'air à l'altitude considérée.

La variation des coefficients aérodynamiques due à un changement de valeur du *Nombre de Reynolds* est appelée *effet d'échelle*.

Pour étudier cet effet et disposer d'une grande plage de variation du Nombre de Reynolds, on a eu l'idée d'agir sur  $\nu$  en réalisant des souffleries à densité variable, dans lesquelles on fait circuler de l'air à diverses pressions.

Encore ce qui précède n'est-il vrai que si l'on reste suffisamment en-dessous de la vitesse du son. Lorsque le NOMBRE DE MACH\* dépasse 0,8 des effets de compressibilité viennent encore compliquer les phénomènes, et le Nombre de Reynolds ne suffit plus.

### NOTATIONS.

a	Poids spécifique de l'air au sol. (1,225 g/dm <sup>3</sup> à 15° et 760 mm de Hg).
b	Envergure.
C <sub>x</sub>	Coefficient de <i>traînée</i> (V. AÉRODYNAMIQUE* v).
C <sub>xmin</sub>	Minimum du coefficient de traînée (V. AÉRODYNAMIQUE* v).
C <sub>x0</sub>	Coefficient de traînée à la portance nulle.
C <sub>z</sub>	Coefficient de portance (V. AÉRODYNAMIQUE* q).



$C_{z_p}$	Coefficient de portance à l'angle d'attaque du PLAFOND THÉORIQUE*.
$C_{z_M}$	Maximum du coefficient de portance (V. AÉRODYNAMIQUE* v).
$C_{z_0}$	Coefficient de portance à l'angle d'attaque en palier à pleine ADMISSION*.
$C_{z_1}$ et $C_{z_2}$	Coefficients de portance arbitrairement fixés et limitant la zone à vitesse constante définie dans le règlement du calcul des avions (2004/B) (Cf. 4,02).
$C_{m_0}$ ou $C_{m_A}$	Coefficient de moment de tangage (V. STABILITÉ* a) de l'aile seule, pris par rapport au bord d'attaque (varie avec l'incidence).
$C_{m_0}$	Valeur du coefficient précédent à la portance nulle.
$C_{m_g}$	Coefficient de moment de tangage pris par rapport au centre de gravité.
E	Suivant les cas : Envergure, ou LIMITE ÉLASTIQUE*.
g	Accélération de la pesanteur (9,81 m/s <sup>2</sup> ).
I	MOMENT D'INERTIE* (généralement d'une section de semelle par rapport à l'axe neutre d'une poutre).
M	Suivant les cas : MOMENT FLÉCHISSANT* ou MODULE D'ÉLASTICITÉ*.
n	FACTEUR DE CHARGE*.
P ou P <sub>T</sub>	Poids total de l'avion.
P	Poids de combustible.
R	Suivant les cas : Rayon de courbure d'une trajectoire, ou charge par mm <sup>2</sup> correspondant à la rupture d'un matériau donné, ou rayon d'action, ou Nombre de Reynolds.
S	SURFACE* de l'avion.
T	Selon les cas, EFFORT TRANCHANT* ou TRACTION* du propulseur.
V	VITESSE* de l'avion.
$V_z$	Composante verticale de la vitesse (ascendante ou descendante, selon les cas).
W	PUISSANCE* développée par le moteur dans les conditions de vol considérées (notamment à l'altitude considérée).
$W_N$	PUISSANCE NOMINALE*.
$W_D$	PUISSANCE DE DÉCOLLAGE*.
$W_u$	Puissance utilisable (égale à la puissance fournie sur l'arbre du moteur, multipliée par le rendement de l'hélice).
$\eta$	Rendement de l'hélice.
$\sigma$	Densité relative de l'air à l'altitude considérée, c'est-à-dire rapport des poids spécifiques de l'air à cette altitude, et à l'altitude zéro, en atmosphère standard.
$\lambda$	ALLONGEMENT*.
$\rho$	Masse spécifique de l'air à l'altitude Z où la densité relative est $\sigma$ ( $\rho = \frac{\sigma \rho_0}{g}$ ).

## - P -

**PANNEAUX** (ESSAI ENTRE). — Essai en soufflerie d'une portion d'aile placée entre deux panneaux verticaux. Les perturbations dues aux extrémités étant éliminées, l'élément essayé se comporte comme s'il avait un ALLONGEMENT\* plus grand que le rapport de son envergure à sa PROFONDEUR\*. On peut ainsi essayer à grande échelle, sur des tronçons d'ailes de faible envergure, des éléments qu'il serait difficile de représenter correctement sur une réduction à petite échelle de l'aile entière (fentes, volets, etc...).

**PARKER** (VIS). — V. 4,711.21.

**PERMALI**. — V. 4,014.1 ET 5,312.

**PERTE DE VITESSE**. — Locution très courante, mais peu précise au point de vue technique, pour désigner le dépassement de l'incidence correspondant à la PORTANCE MAXIMUM\* (Cf. ABATÉE\* et DÉCROCHAGE\*). Le seul mérite de cette expression est d'attirer l'attention sur l'élément du pilotage qu'il faut surveiller pour éviter ce phénomène, à savoir la vitesse : la limite inférieure que celle-ci ne doit pas dépasser dépend de l'ADMISSION\* et n'est pas la même à pleins gaz ou à l'admission réduite à fond.

**PILOTAGE AUTOMATIQUE**. — Pilotage assuré par des servo-commandes actionnées par des dispositifs automatiques, sans intervention humaine.

**PILOTAGE SANS VISIBILITÉ**. — Conduite d'un avion sans repère extérieur (par nuit noire ou dans les nuages), la position et la direction de l'avion étant à tout instant définies par les instruments de pilotage et de navigation. Abréviation : P. S. V.

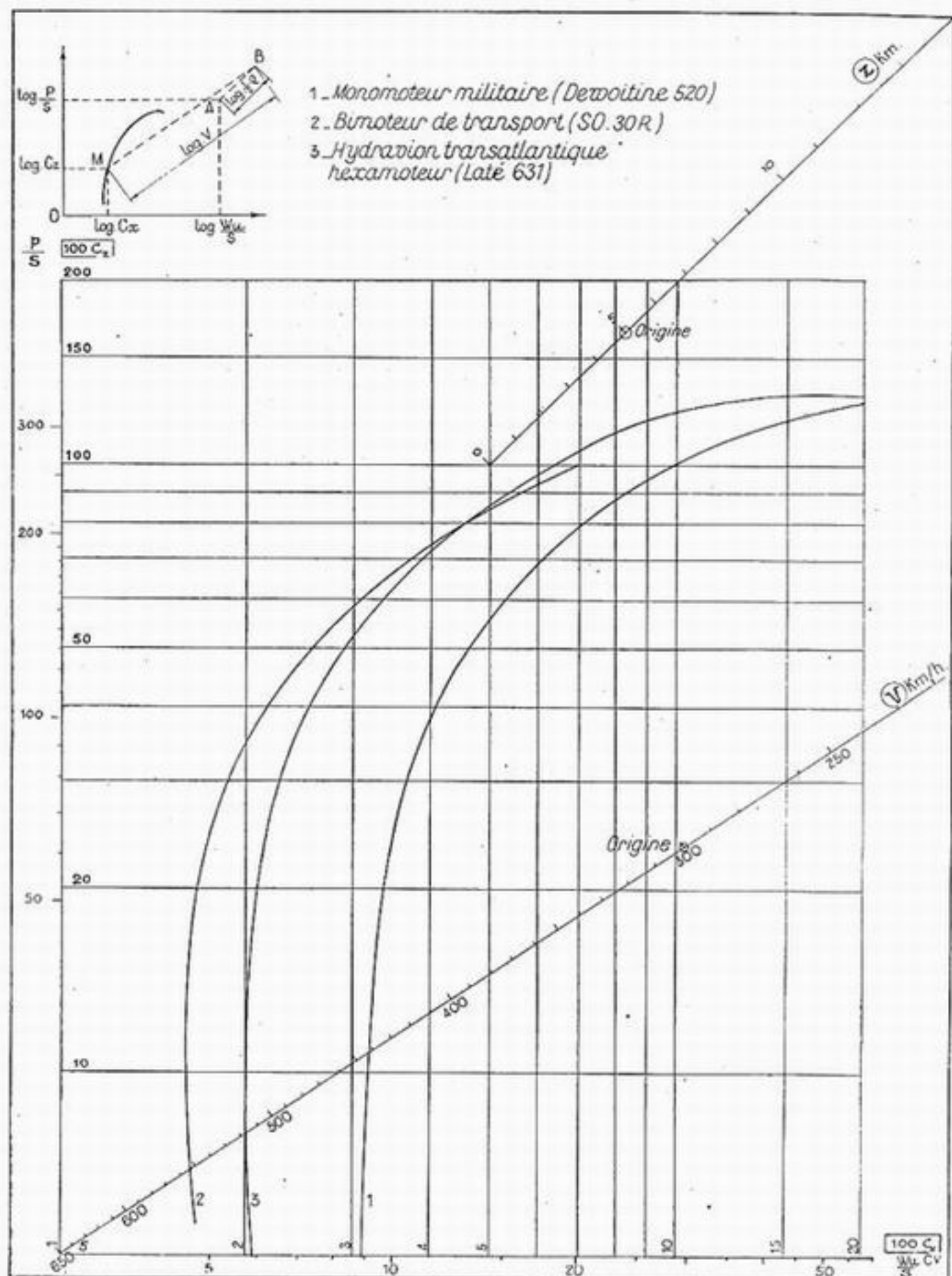


Fig. 13 F.

**PIQUÉ.** — Trajectoire descendante de forte pente avec ou sans moteur. On appelle *piqué limite* le piqué vertical indéfini, à vitesse stabilisée, correspondant à la portance nulle : le poids est équilibré uniquement par la traînée et la force de freinage de l'hélice fonctionnant en moulinet.

**PISTE.** — Ensemble du terrain d'aviation. Plus particulièrement, partie de ce terrain où le sol est artificiellement durci pour faciliter le décollage et l'atterrissage des avions.

**PITOT.** — V. ANTENNE ANÉMOMÉTRIQUE\* a.

**PLAFOND.** — Altitude maximum que peut atteindre un avion. On distingue :

**PLAFOND THÉORIQUE :** altitude à laquelle la VITESSE ASCENSIONNELLE\* serait nulle.

**PLAFOND PRATIQUE :** Altitude à laquelle on considère que la VITESSE ASCENSIONNELLE\* est trop faible pour que l'avion puisse continuer à monter pratiquement (limite forfaitaire généralement admise en France :  $V_z = 0,50$  m/s).

**PLANCHE DE BORD.** — Panneau généralement situé devant le pilote et sur lequel sont groupés les cadrans des principaux instruments (pilotage, contrôle moteur, contrôle des servitudes) et un certain nombre de commandes (autres que commandes de vol et commandes de gaz).

**PLAN FIXE (Horizontal).** — Partie fixe de l'empegnage horizontal.

**PYLONE (MISE EN).** — Basculement vers l'avant par accident au cours du roulement au sol, l'avion restant en équilibre sur les roues avant et sur le nez. S'il dépasse cette position et retombe sur le dos, c'est le capotage.

**PLANER.** — Descendre moteur arrêté, ou — par extension — moteur réduit à fond (V. ADMISSION\*),

**PLEXIGLAS.** — Matière plastique transparente, à base de méthacrylate de méthyle, servant à faire certains panneaux vitrés des avions.

**POINÇON.** — Forme mâle complémentaire de la *matrice* (V. EMBOUTISSAGE\*). — Lorsque les bords du poinçon sont tranchants, on obtient un découpage.

**POLAIRE.** — V. AÉRODYNAMIQUE\* w.

**POLAIRE LOGARITHMIQUE.** — Abaque permettant de résoudre par des constructions géométriques simples les principaux problèmes de la MÉCANIQUE DE L'AVION\*.

#### a VOL EN PALIER

Le vol en palier est défini par les trois relations :

$$(1) \begin{cases} P = \frac{1}{2} \rho V^3 S C_2 \\ W_0 = \frac{1}{2} \rho V^3 S C_1 \end{cases} \quad C = f(C_1) \text{ (polaire)}$$

qui permettent de déterminer les 3 inconnues  $C_1$ ,  $C_2$  et  $V$ . La troisième relation n'étant pas explicitée sous forme d'une équation, mais donnée implicitement par une courbe expérimentale, la résolution du système ne saurait être que graphique. Elle se fait le plus souvent à l'aide d'un canevas logarithmique couramment appelé depuis Eiffel « *polaire logarithmique* ».

On écrit pratiquement les équations (1) sous la forme :

$$(2) \begin{cases} \frac{P}{S} = \frac{1}{2} \rho V^3 C_2 \\ \frac{W_0}{S} = \frac{1}{2} \rho V^3 C_1 \end{cases}$$

$W_0$  étant la puissance utile <sup>(1)</sup> effective à l'altitude considérée; d'où, les deux membres étant positifs :

$$(3) \begin{cases} \log \frac{P}{S} = \log \frac{1}{2} \rho + 2 \log V + \log C_2 \\ \log \frac{W_0}{S} = \log \frac{1}{2} \rho + 3 \log V + \log C_1 \end{cases}$$

La méthode consiste à composer dans un plan de coordonnées ( $\log C_1$ ,  $\log C_2$ ) auquel est superposé un plan de coordonnées  $\left( \log \frac{W_0}{S}, \log \frac{P}{S} \right)$  et comme l'indique le schéma donné sur le canevas (Cf. fig. 13 F, coin supérieur gauche), les vecteurs suivants :

(1) Produit du rendement d'hélice  $\eta$  (généralement voisin de 0,75 en montée et de 0,8 en palier pour des hélices à pas variable) par la puissance  $W$  du moteur sur l'arbre porte-hélice :  $W_{0c} = \eta W$ .



$$\begin{aligned} \overrightarrow{OM} & (\log C_x, \log C_z) \\ \overrightarrow{MB} & (3 \log V, 2 \log V) \\ \overrightarrow{BA} & (\log \frac{1}{2} \rho, \log \frac{1}{2} \rho) \\ \text{et } - \overrightarrow{OA} & \left( \log \frac{W_u}{S}, \log \frac{P}{S} \right) \end{aligned}$$

dont la somme est évidemment nulle.

On voit que les supports des vecteurs MB et BA doivent respectivement avoir les pentes  $\frac{2}{3}$  et 1. Pour la facilité d'emploi, l'échelle des  $\rho$  est directement graduée en altitudes.

b **VOL EN MONTÉE.**

On a montré en 3,203 (équation 8) que :

$$V_x = \frac{W_u - W'_u(1)}{P} = \frac{\frac{W_u}{S} - \frac{W'_u}{S}}{\frac{P}{S}}$$

$W_u$  est donné : c'est la puissance utile dont on dispose ;  $\frac{W'_u}{S}$  est déterminé par un diagramme établi conformément aux indications ci-dessus, les données étant cette fois  $\frac{P}{S}$  et le point de fonctionnement M sur la polaire, ou la vitesse V sur la trajectoire de montée (dans ce dernier cas, il y a lieu de placer entre la polaire et l'horizontale de cote B un segment de longueur donnée MB).

Si l'on recherche la vitesse ascensionnelle maximum, le point de fonctionnement doit être celui du plafond qui correspond au maximum de  $Cz^2/C_x^2$ , et donc au contact avec la polaire de la tangente de pente  $\frac{2}{3}$ , c'est-à-dire parallèle à l'échelle des vitesses.

c **PRÉSENTATION**

En plus du module de base des échelles, on dispose arbitrairement de deux paramètres pour placer au mieux le canevas dans un format donné, compte tenu des intervalles de variations utiles des grandeurs à introduire en (3). La figure 13 F donne un canevas tout prêt, dont la « mise en page », due au Capitaine Decker, du Service Technique de l'Aéronautique, permet de traiter avec une précision optimale le cas des avions modernes.

Pour permettre au lecteur de se faire une idée des performances possibles d'avions dont il ne possède pas la polaire, nous avons tracé sur ce canevas, à titre documentaire, les polaires de soufflerie de 3 appareils de catégories différentes : un monomoteur militaire (Dewoitine 520), un bimoteur de transport (SO. 30R) et un hydravion transatlantique hexamoteur (Latécoère 631). On rappelle que la polaire du Lioré 45 (bimoteur militaire) est donnée dans la figure 3,212.21.

**PORTANCE.** — PORTANCE MAXIMUM. — V. AÉRODYNAMIQUE\* q et v.

**POUTRE.** — On peut appeler poutre tout élément de structure dont une dimension (la longueur) est nettement prédominante par rapport aux autres. On distingue des *poutres simples*, ou barres, et des *poutres composées*, résultant d'assemblages plus ou moins compliqués de poutres élémentaires.

Dans les poutres simples travaillant en flexion, on appelle SEMELLES les parties les plus éloignées de l'axe, et AMES les parties, généralement minces ou ajourées, et perpendiculaires aux semelles, qui réunissent celles-ci entre elles.

La HAUTEUR DE POUTRE, qui est en gros l'écartement des semelles, intervient dans la flexion (Cf. RÉSISTANCE DES MATÉRIAUX\*) avec le MOMENT D'INERTIE de la section pour définir le MOMENT FLÉCHISSANT maximum que peut supporter la poutre :  $M = r \times \frac{I}{v}$ .

**POUTRE DE WARREN.** — Poutre en treillis qui n'a pas de membrures perpendiculaires aux semelles, mais seulement des membrures diagonales.

**PRESSION - DÉPRESSION.** — V. AÉRODYNAMIQUE\* a et p.

(1)  $W'_u$  désigne la puissance qui serait nécessaire au vol en palier à la même vitesse et à la même altitude.

**PRESSIONS STATIQUE, DYNAMIQUE, TOTALE.**

**PRESSION STATIQUE** d'un fluide en mouvement : pression qu'indiquerait une sonde placée dans le fluide et se déplaçant à la même vitesse que lui. La *pression statique* est égale à la pression exercée par le fluide sur une surface parallèle à la vitesse du fluide.

**PRESSION DYNAMIQUE** d'un fluide en mouvement : pression due à la force vive du fluide. Son expression est  $1/2 \rho v^2$  ( $\rho$  étant la masse spécifique du fluide).

**PRESSION TOTALE** : somme de la **PRESSION STATIQUE** et de la **PRESSION DYNAMIQUE**.

C'est la pression qui s'exerce sur une surface perpendiculaire à la vitesse du fluide (V. également **ANTENNE ANÉMOMÉTRIQUE\*** a).

**PRISE DE TERRAIN.** — Ensemble des manœuvres précédant l'atterrissage d'un avion et destinées à amener ce dernier à une faible hauteur, face au vent, près du point choisi pour atterrir.

**PROFILÉ (OU ÉTIRÉ).** — Ce mot englobe deux sortes de produits semi-ouvrés différents, dont la discrimination est donnée en 4,112.121.2.

**PROFONDEUR D'UN PROFIL.** — V. **AÉRODYNAMIQUE\*** g.

**PROPULSEUR.** — Appareil transformant la puissance du moteur en une force appelée *traction* et destiné à imprimer à un avion la vitesse nécessaire au vol : hélice, propulseur à réaction... etc.

**P. S. V.** — Abréviation de **PILOTAGE SANS VISIBILITÉ\***.

**PUISSANCE.** — On dit qu'un moteur a une **PUISSANCE NOMINALE**  $W_N$  quand un moteur a du même type a effectué, sans incident, au cours d'essais officiels fixés par les règlements et normes en vigueur, un certain nombre d'heures de fonctionnement au banc d'essais à diverses fractions de cette puissance.

Cette puissance est inférieure au maximum de puissance que peut développer le moteur (**PUISSANCE DE SURCHARGE**, également définie par des essais officiels au banc, et parfois appelée improprement **SURPUISSANCE**), mais elle est supérieure à la puissance à laquelle on peut faire fonctionner le moteur de façon continue pendant de longues périodes sans entraîner son usure prématurée.

**PUISSANCE DE DÉCOLLAGE** : celle que peut développer un moteur pendant la courte durée du décollage. Cette puissance est en général confondue avec la puissance de surcharge au sol.

**PUISSANCE DE CROISIÈRE** : Fraction de la puissance nominale (de 50 à 80 % suivant les utilisations) adoptée pour le fonctionnement continu en vol du moteur afin d'éviter une fatigue excessive de ce dernier (V. **VITESSE DE CROISIÈRE\***).

**f VARIATION DE LA PUISSANCE AVEC L'ALTITUDE**

La puissance développée par un moteur dépend de nombreux paramètres dont les principaux sont l'admission, la vitesse de rotation, et l'altitude. Donnons à titre indicatif, pour les calculs de performances, l'effet de ce dernier paramètre.

La loi de décroissance de la puissance en altitude est sujette à discussion et a subi des retouches successives.

On a longtemps admis pour les moteurs sans compresseur (ou pour les moteurs à compresseur, au-dessus de l'altitude de rétablissement) :

$$W_z = W_E (1,11 \delta - 0,11) \quad (1)$$

où  $\delta$  est la densité relative de l'air à l'altitude standard  $z$  (Cf. **ATMOSPHÈRE STANDARD\***).

$W_E$  est appelé l'équivalent de puissance : c'est la puissance fictive qu'aurait au sol un moteur non surcomprimé, ni suralimenté, qui admettrait cette loi de décroissance et aurait à l'altitude  $z$  la même puissance que le moteur considéré.

Pour serrer la réalité de plus près, on est passé aux expressions suivantes :

— pour les moteurs sans compresseur, ou pour les moteurs à compresseur, au-dessus de l'altitude de rétablissement :

$$W_z = W_E \left( 572 \times \frac{p/p_0}{500 + t} - 0,11 \right) \quad (2)$$

$p_0$  et  $p$  étant les pressions au sol et à l'altitude  $z$ ,  $t$  étant la température à l'altitude  $z$ , et  $W_E$  étant l'équivalent de puissance, défini comme ci-dessus.

— pour les moteurs à compresseur, au-dessous de l'altitude de rétablissement :

$$W_z = W_0 \left[ 1 + 0,228 (1 - p/p_0) \right] \frac{515}{500 + t} \quad (3)$$

$W_0$  étant la puissance effectivement mesurée à l'altitude standard du sol. Cette formule conduit pratiquement à une croissance d'environ 4 % par 1.000 m de dénivellation.

Ces formules, déjà discutables pour les moteurs normaux à compresseurs centrifuges classiques, cessent d'être valables pour les moteurs spéciaux (balayage... etc...) et certains compresseurs récents (type Szydowski ou autres).

NOTA. — Dans tous les cas, pour des calculs sommaires, on peut conserver *au-dessus de l'altitude de rétablissement* l'ancienne loi <sup>(1)</sup> ou même, s'il ne s'agit que de rechercher un ordre de grandeur ou d'obtenir des valeurs comparatives, admettre :  $W_1 = W_E \delta$ .

## - Q -

**QUALITÉS DE VOL.** — Caractéristiques de vol concernant le pilotage à l'exclusion des performances. Les points sur lesquels porte cette expression sont énumérés en 3,310.

## - R -

**RADIOGONIOMÉTRIE.** — Méthode de navigation aérienne permettant de déterminer le *point* de l'avion, soit à bord par un CADRE GONIOMETRIQUE récepteur orientable, avec lequel ou recherche successivement (par extinction des signaux) le relèvement de plusieurs postes émetteurs au sol, soit par plusieurs cadres au sol recevant en des lieux différents une même émission de l'avion. Dans ce dernier cas le *point* calculé au sol est transmis à l'avion par T. S. F.

**RAIDISSEUR.** — Profilé de duralumin (ou baguette de bois) fixé sur une tôle (ou un panneau de contreplaqué) pour l'empêcher de cloquer ou de flamber dans le travail au cisaillement ou en compression.

**REDAN.** — Ressaut dans la quille de la coque ou des flotteurs d'un hydravion, destiné à produire un décollement des filets d'eau pour éviter une succion qui gênerait le décollage.

La mise en ligne de vol d'un hydravion lors du décollage consiste à acquérir une vitesse suffisante pour sortir de l'eau la partie de la quille située en arrière du redan : cette opération est appelée « PASSER SUR LE REDAN ».

**RÉDUCTEUR.** — Train d'engrenages destiné à transmettre le mouvement du moteur à l'hélice. L'hélice tournant plus lentement que le moteur, le rapport de leur nombre de tours est appelé « rapport de réduction ».

**RENDRE LA MAIN.** — Pousser sur le "manche à balai", c'est-à-dire agir sur la commande de profondeur dans le sens "à piquer".

**RENIFLARD DU MOTEUR.** — Mise à l'air libre du carter du moteur.

**RÉPARTITEUR.** — Dispositif permettant de freiner une roue plus que l'autre en fonction de la position du palonnier (V. 4,463).

**REPOUSSAGE.** — Procédé de fabrication par lequel des pièces de révolution en tôle sont obtenues par formage sur un mandrin tournant.

**RÉSILIENCE.** — V. RÉSISTANCE DES MATÉRIAUX\* 2.

**RÉSISTANCE DES MATÉRIAUX.** — (V. fig. 13, G.) La résistance des matériaux a pour objet l'étude des *caractéristiques mécaniques* des matériaux et la détermination des formes et des dimensions des pièces pour qu'elles puissent résister aux efforts ou charges qui leur sont appliqués.

Lorsqu'un corps est soumis à l'action d'une force, il se déforme, soit insensiblement soit sensiblement : on dit qu'il *travaille*.

Un corps peut subir des efforts de différentes natures :



a — EFFORTS CONCENTRÉS ou LOCALISÉS s'ils sont appliqués à un point ou à une région limitée du corps (ex. : effort transmis par le pivot du train d'atterrissage au longeron).

b — EFFORTS RÉPARTIS si la force totale appliquée se décompose en une infinité de forces élémentaires appliquées à une région étendue du corps (Ex. : effort aérodynamique de l'air sur la voilure; forces d'inertie).

Les uns et les autres peuvent avoir :

— ou bien toujours la même valeur;

— ou bien des valeurs plus ou moins variables.

Dans ce dernier cas, l'amplitude des variations peut être plus ou moins grande : lorsque les efforts oscillent entre deux valeurs égales et de signes contraires on obtient des EFFORTS ALTERNÉS proprement dits; lorsqu'ils oscillent entre deux valeurs de même signe, on obtient des efforts RÉPÉTÉS. La fréquence des variations peut d'ailleurs être grande (ex. : efforts de sens contraires sur une bielle de moteur dus à l'explosion et dus à l'inertie) ou faible (efforts dans un mât de voilure en vol et à l'atterrissage).

Sous des efforts variant fortement, les matériaux se comportent moins bien que sous des efforts statiques. On attribue à un « EFFET DE FATIGUE » les différences constatées.

Selon que les efforts appliqués à une pièce tendent à l'allonger ou à la raccourcir, on dit que la pièce est soumise à des EFFORTS DE TRACTION ou DE COMPRESSION.

Si les forces tendent à faire glisser l'une par rapport à l'autre deux sections parallèles du corps, tout en conservant leur parallélisme, on dit que la pièce est soumise à des EFFORTS DE CISAILEMENT.

Si les efforts appliqués à une pièce tendent à la plier, elle travaille en FLEXION. Dans le cas le plus simple, l'ensemble des efforts qui agissent sur une section peuvent se réduire à un couple situé dans un plan parallèle à l'axe de la pièce appelé *moment de flexion* ou MOMENT FLÉCHISSANT. Dans le cas le plus général il s'y ajoute un effort dont la composante perpendiculaire à l'axe de la poutre s'appelle EFFORT TRANCHANT, et la composante parallèle à l'axe EFFORT AXIAL.

Si les efforts appliqués tendent à faire tourner les différentes sections droites de la pièce les unes par rapport aux autres dans leurs propres plans, on dit que la pièce travaille en TORSION. Dans ce cas les efforts appliqués se réduisent à un couple situé dans un plan perpendiculaire à l'axe du corps et appelé couple ou *moment de torsion*.

Lorsqu'on applique des forces à un corps il se déforme. Si les déformations disparaissent lorsque les forces cessent d'agir, on dit que le corps était dans le *domaine élastique*. A partir d'un certain effort les déformations deviennent plus importantes et ne disparaissent plus complètement lorsque les forces qui les ont créées disparaissent. On dit alors que la LIMITE D'ÉLASTICITÉ a été dépassée et que le corps était dans le *domaine plastique*.

TRACTION (V. fig. 13, G réf. 1).

Si l'on applique à un barreau cylindrique ou prismatique d'un matériau, appelé ÉPROUVETTE DE TRACTION, de section  $s$ , un effort  $T$  tendant à l'allonger, on constate que la longueur, comprise entre deux repères de la tige calibrée, qui était  $L$ , augmente et devient  $L'$ .

On appelle ALLONGEMENT (RELATIF) le rapport  $A = \frac{L' - L}{L}$  exprimé en %.

On appelle CONTRAINTE DE TRACTION, *fatigue à la traction* ou *taux de travail à la traction*, le rapport  $r_t = T/S$  exprimé en  $\text{kg/mm}^2$ .

On admet que, dans le domaine élastique, l'allongement est proportionnel à la charge par unité de section :

$$\frac{r_t}{A} = \frac{r'_t}{A'} = \frac{r''_t}{A''} = M.$$

n La valeur  $M$  du rapport constant  $r_t/A$  est appelée MODULE D'ÉLASTICITÉ LONGITUDINAL, ou simplement *module d'élasticité*.

o On appelle LIMITE ÉLASTIQUE  $E$  la charge unitaire au delà de laquelle la pièce ne reprend plus sa longueur initiale  $L$  quand on supprime  $T$ ; au delà de  $E$  les allongements ne sont plus proportionnels aux efforts : ils croissent plus vite.

p On appelle CHARGE DE RUPTURE ou RÉSISTANCE DE RUPTURE  $R$  le rapport entre l'effort maximum supporté par le barreau avant rupture et sa section *initiale*.

Aux valeurs de  $E$  et de  $R$  correspondent des valeurs de  $A$  respectivement appelées ALLONGEMENT A LIMITE ÉLASTIQUE et ALLONGEMENT A RUPTURE.

Pour un bois, le rapport de la charge de rupture  $R$  au carré de la densité  $d$  est appelé

q COTE SPÉCIFIQUE :  $c = \frac{R}{100 d^2}$

**COMPRESSION**

Des phénomènes analogues sont observés sur une éprouvette soumise à un effort de compression et on définit de façon analogue la **CONTRAİNTE** (*taux de travail ou fatigue*) **DE COMPRESSION** ainsi que la **LIMITE ÉLASTIQUE**, la *résistance de rupture* et le **MODULE D'ÉLASTICITÉ en compression**.

**r FLAMBAGE**

Lorsqu'une pièce d'axe rectiligne soumise à des efforts de compression a une longueur supérieure à plusieurs fois sa plus petite dimension transversale, elle fléchit transversalement et rompt prématurément, c'est-à-dire avant que la contrainte de rupture en compression du matériau qui la constitue ne soit atteinte. On dit alors qu'il y a *flambage*. Le critère de rupture ne peut plus être dans ce cas la contrainte de rupture en compression du matériau il est remplacé par la *charge critique de flambage* qu'on calcule par des méthodes appropriées, lesquelles doivent tenir compte des proportions des pièces et de leurs liaisons, et qu'on doit vérifier soigneusement par des mesures expérimentales.

**CISAILLEMENT** (V. fig. 13, G — repère 3).

Considérons deux sections infiniment voisines AB et CD dans la région d'encastrement d'une poutre P soumise à un **EFFORT TRANCHANT F**, la portion pq de fibre mn tend à venir en pq' le rapport

$$\frac{qq'}{pq} = \text{tgi} = i$$

est appelé *glissement par unité de longueur*.

Si  $r_g$  est la *charge par unité de section* ou **CONTRAİNTE DE CISAILLEMENT**, on a :

$$\frac{r_g}{i} = \frac{r'_g}{i'} = \frac{r''_g}{i''} = G$$

(Noter l'analogie de  $i$  avec l'allongement et de  $G$  avec le module d'élasticité longitudinal.)

$G$  est appelé *coefficient d'élasticité de glissement* ou **MODULE D'ÉLASTICITÉ TRANSVERSAL**.

Pour des matériaux isotropes  $G = 2/5 M$ .

Pratiquement pour le calcul des pièces au cisaillement on utilise une formule analogue à la traction  $F \leq r_{g_{\max}} S$  dans laquelle on donne à  $r_{g_{\max}}$  des valeurs convenablement choisies toujours inférieures aux *contraintes maximum* admises pour la traction.

**FLEXION PLANE** (V. fig. 13, G — repère 2).

On admet qu'une pièce qui travaille en flexion est formée d'un grand nombre de fibres parallèles à son axe (lieu des centres de gravité des diverses sections droites).

La fibre qui contient l'axe est appelée *fibre moyenne*. La déformation transversale maximum de cette fibre sous l'action de la flexion est appelée *flèche de flexion*.

Dans cette déformation certaines fibres s'allongent et sont appelées *fibres tendues* (le matériau travaille en traction), d'autres se raccourcissent et sont appelées *fibres comprimées* (le matériau travaille en compression).

Entre les fibres tendues et les fibres comprimées se trouve une fibre dont la longueur n'a pas varié : elle est appelée *fibre neutre*, et n'est pas toujours confondue avec la fibre moyenne.

On appelle **MOMENT D'INERTIE** d'une section par rapport à un axe la somme des produits de chaque élément de cette section par le carré de sa distance  $z$  à cet axe  $I = \sum z^2 ds$ .

Si le moment d'inertie de la section est pris par rapport à un axe perpendiculaire au plan de flexion, et si  $v$  est la valeur maximum de  $z$ , le rapport  $I/v$  est appelé *module de section* ou *module de résistance*. C'est en quelque sorte le pouvoir de résistance à la flexion de la section considérée, car on démontre que la **FATIGUE MAXIMUM A LA FLEXION** (ou **CON-**

**TRAİNTE DE FLEXION**) est donnée par  $r = \frac{M}{I/v}$   $M$  étant le moment de flexion.

Cette formule montre que les éléments situés au voisinage de l'axe ( $z$  faible) travaillent peu, on a donc intérêt à reporter la matière le plus loin possible de l'axe, c'est ce qui explique le choix des sections creuses ou en I pour les pièces travaillant en flexion (longerons).

**TORSION** (V. fig. 13, G — repère 4).

Considérons une barre cylindrique de révolution soumise à un *couple de torsion C*, une fibre de la périphérie mn (génératrice du cylindre) se déforme suivant une hélice mn'.

Le déplacement relatif de 2 points de la fibre situés dans deux sections infiniment voisines est un déplacement de cisaillement.

On appelle *angle de torsion par unité de longueur* l'angle  $\theta = \frac{\text{non}'}{\text{mn}} = \frac{\text{non}'}{L}$ .

w Si l'on appelle  $I_0$  le **MOMENT D'INERTIE POLAIRE** de la section par rapport à l'axe de la poutre (somme des produits des éléments de la section par le carré de leur distance au centre de gravité de la section) et  $v$  le rayon extérieur, on a :

$$G \theta I_0 = C$$

x  $r_g = \frac{C}{I/v}$  (**FATIGUE MAXIMUM** ou **CONTRAINTES DE TORSION**)

qui sont les *formules fondamentales de la torsion* (Cf. analogie avec la flexion).

## RESISTANCE DES MATERIAUX

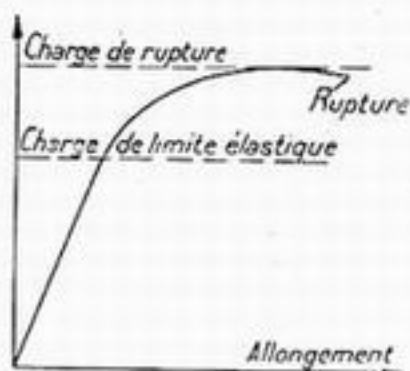


Figure 1. Essai de traction

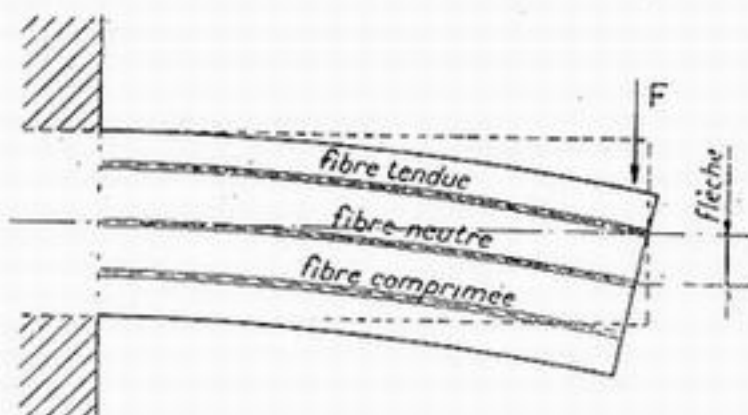


Figure 2. Flexion

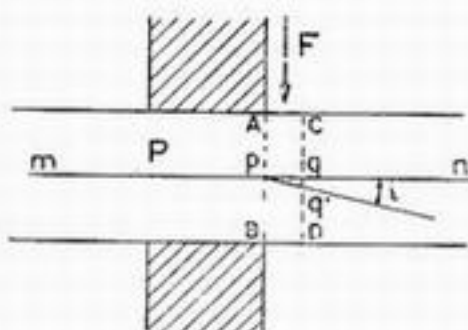


Figure 3. Cisaillement

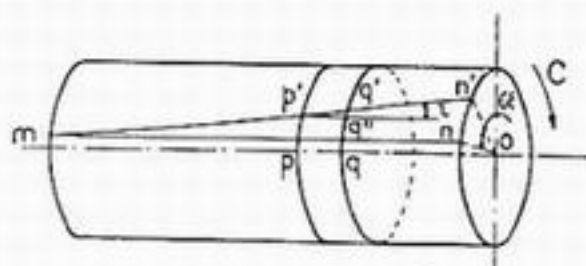


Fig. 13 G.

### y RÉSISTANCE AU CHOC

Les valeurs  $E$ ,  $R$ ,  $M$ , qui ont été définies ci-dessus, caractérisent un matériau en ce qui concerne sa résistance à des efforts statiques. Elles ne suffisent pas à caractériser son comportement au choc, c'est-à-dire sa *fragilité*.

Pour étudier cette qualité on effectue des essais au choc qui consistent à rompre une éprouvette parallélépipédique appuyée sur deux appuis, en lui faisant absorber une part de l'énergie d'une masse en mouvement.

z Le quotient du travail absorbé par la section de l'éprouvette est appelé **RÉSILIENCE**. Plus la résilience est grande, plus la résistance du matériau au choc est grande.

Le nombre qui caractérise la résilience est un repère qui permet de classer « en gros » des matériaux d'après leur fragilité. Il convient de noter que ce nombre dépend essentiellement des conditions de l'essai, et de ne pas le considérer comme une caractéristique absolue du matériau.

### LIMITE DE FATIGUE

On caractérise la résistance d'un matériau à la fatigue par un essai consistant à faire tourner une éprouvette cylindrique encastrée à une extrémité et chargée à l'autre. On réalise ainsi une « flexion rotative ».

On détermine la charge pour laquelle l'éprouvette peut tourner indéfiniment sans se rompre. Cette charge rapportée à la section de l'éprouvette est appelée **LIMITE DE FATIGUE** du matériau considéré.

**RESSOURCE.** — Incurvation de la trajectoire dans un plan vertical, au cours de laquelle l'avion passe du vol en piqué au vol horizontal ou en montée.



## STABILITÉ - MOMENTS - AXES

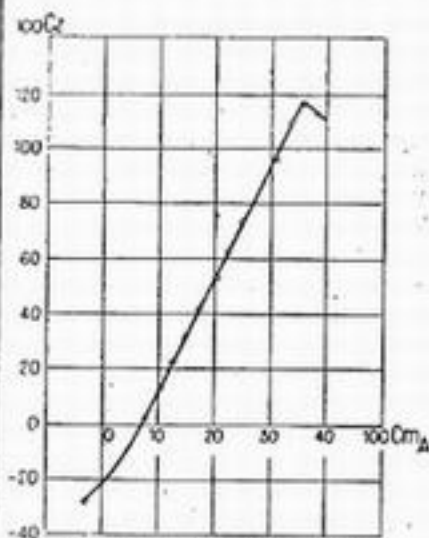


Fig. 1. Courbe de moment de la résultante par rapport au bord d'attaque d'une aile

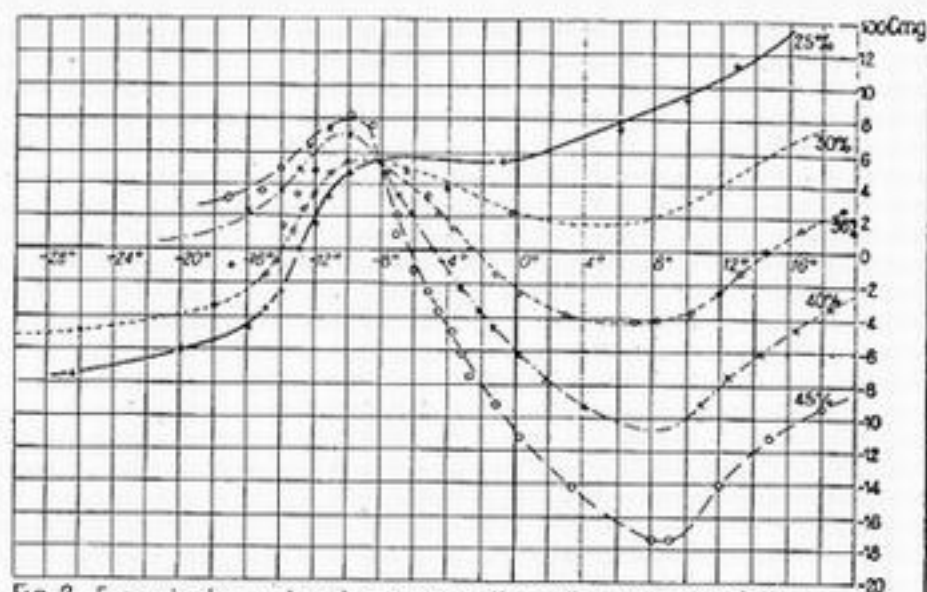


Fig. 2. Exemple de courbes de moments d'une aile par rapport à divers centres

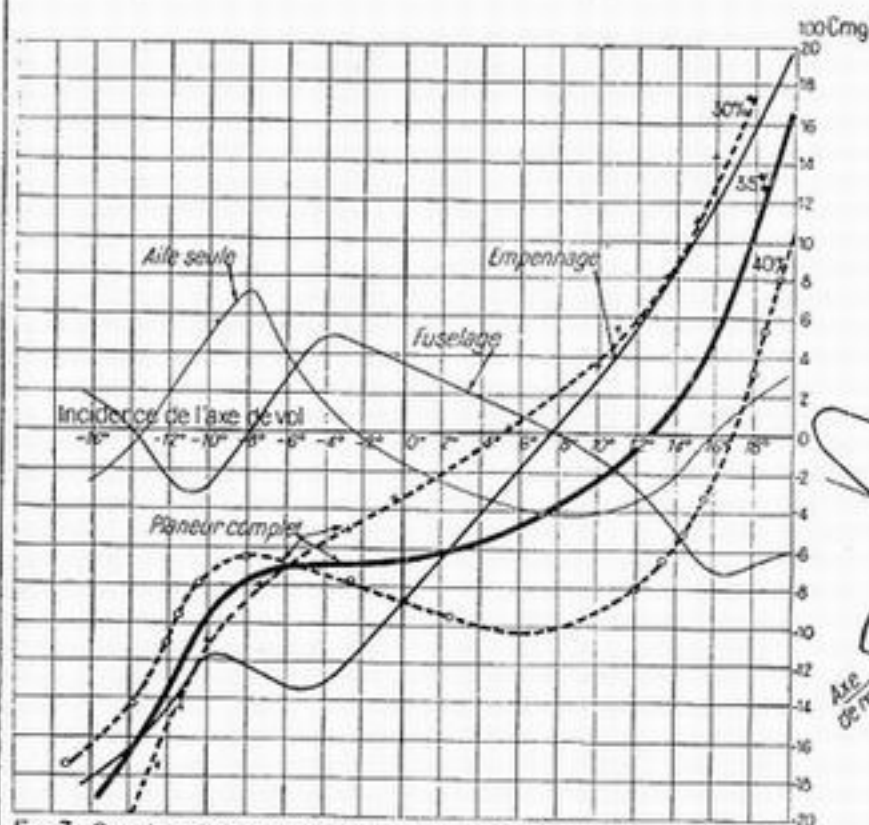


Fig. 3. Courbes des moments de tangage de l'aile, du fuselage, de l'empennage, de l'avion complet

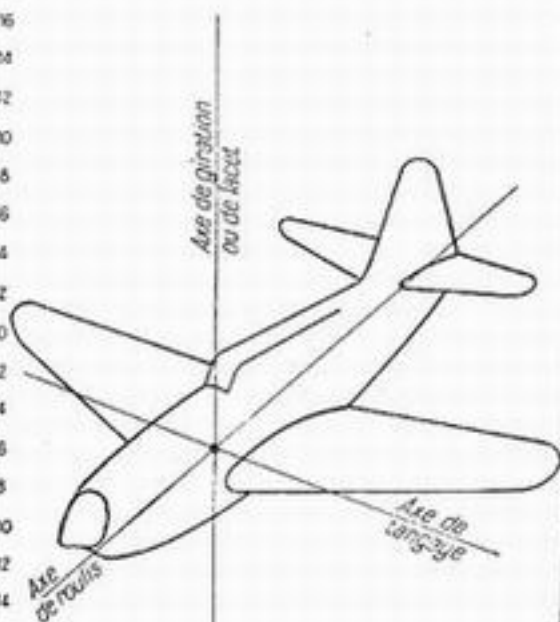


Fig 4

- RETAASSURE.** — C'est un vide au sein d'une pièce de fonderie, dû principalement à une mauvaise conception de la coulée : la partie extérieure de la pièce se solidifie d'abord, empêchant tout apport de métal à la partie centrale qui en se solidifiant se rétracte et laisse des cavités.
- REYNOLDS.** — V. NOMBRE DE REYNOLDS.
- RIVETS FRAISÉS.** — Rivets dont la tête est plane quant à la surface extérieure, conique quant à la surface intérieure (côté tige). La tête se loge dans un *embrèvement* (petit emboutissage conique — cas d'une tôle mince) ou dans une *fraisure* conique (cas d'une pièce épaisse) des pièces à assembler : elle peut ainsi être complètement « *noyée* » et laisser une surface extérieure parfaitement lisse.
- ROTOR DE VOILURE TOURNANTE.** — Ensemble mobile comprenant les pales, et leurs organes de liaison et de commande, généralement appelés *moyeu* ou *tête de rotor*.
- RUPTURE DE FATIGUE.** — Voir RÉSISTANCE DES MATÉRIAUX\* d et aa.

## - S -

- SANDOW.** — Extenseur. Il est formé par la réunion de plusieurs brins de caoutchouc dans une gaine élastique en coton ou dans une gaine tissée en caoutchouc.
- SILLAGE.** — Zone perturbée par le passage d'un avion ou d'un élément d'avion.
- SOLLICITATION.** Action des gouvernes ou action extérieure de faible durée provoquant un mouvement de l'avion.
- SONIQUE.** — V. VITESSE SONIQUE\*.
- SOUFFLE D'HÉLICE.** — Air brassé par l'hélice, devenu turbulent, et renvoyé vers l'arrière à une vitesse supérieure à celle du vent relatif
- SOUFFLERIE.** — V. AÉRODYNAMIQUE\* t.
- SOUS-PORTEUR.** — Se dit d'un profil ou d'un élément d'avion (empennage horizontal) quand la PORTANCE\* est négative.
- SOYAGE.** — V. 4,711.3.
- SPECTRE AÉRODYNAMIQUE.** — Matérialisation de l'écoulement de l'air autour d'un corps obtenue au moyen de fumées, de fils de soie, etc...
- SPOILER.** — Volet, placé généralement sur l'extrados d'une aile, que l'on braque pour diminuer la portance, soit symétriquement (atterrissage des planeurs), soit dissymétriquement (action remplaçant celle des ailerons).  
Ces volets provoquent en plus une traînée importante et peuvent être utilisés conjointement avec des volets analogues situés à l'intrados, comme *freins de piqué*.
- STABILITÉ. — AXES. — MOMENTS. — CENTRAGE.** — (V. fig. 13 H).  
*STABILITÉ.* — Un avion est réputé stable si, écarté légèrement de sa position d'équilibre pour une raison quelconque, il tend à y revenir.  
*TANGAGE - STABILITÉ LONGITUDINALE - CENTRAGE.* — La résultante aérodynamique varie en grandeur et en position avec l'incidence.  
Pour un profil on caractérise habituellement la position de la résultante par son moment par rapport au bord d'attaque  $M_A$ . Par analogie avec les coefficients  $C_x$  et  $C_z$ , on définit un COEFFICIENT DE MOMENT  $C_{m_A}$ , sans dimension, tel que

$$M_A = C_{m_A} S l V^2 \frac{\rho}{2g}$$

La représentation des valeurs de  $C_{m_A}$  se donne pour une aile en fonction de la portance et est appelée *courbe de moment* (V. fig. 13, H — repère 1).

On compte comme positifs les *moments piqueurs* et comme négatifs les *moments cabreurs*.

On appelle  $C_{m_0}$  la valeur du coefficient de moment correspondant à la portance nulle.

Pour l'étude de la stabilité d'un avion on trace les courbes donnant en fonction de l'incidence le moment par rapport aux diverses positions possibles du centre de gravité (V. fig. 13,H — repère 2).

b La position du centre de gravité d'un avion par rapport à la voilure est appelée **CENTRAGE**. On l'exprime en % de la **PROFONDEUR\*** d'un profil de référence arbitrairement choisi dans la voilure (souvent profil d'emplanture).

c Pour la détermination de ces courbes en soufflerie, la **MAQUETTE\*** est **MONTÉE EN GIROUETTE**, c'est-à-dire articulée autour d'un axe passant par le centre de gravité prévu pour l'avion (dans la pratique successivement autour de diverses positions possibles du centre de gravité). On mesure pour chaque incidence le moment correspondant.

L'examen de la courbe de moments d'un profil, d'une voilure, ou d'un avion sans empennage (fig. 13,H — repères 2 et 3), montre que ces éléments sont *instables* pour les incidences usuelles de vol (de  $-6^\circ$  à  $+10^\circ$  environ). Cette instabilité découle de la *pente négative* des courbes. En effet, si pour une raison quelconque l'incidence varie, la variation correspondante des moments tendra à produire à son tour une variation d'incidence de même sens.

L'adjonction des empennages permet d'obtenir pour l'avion complet des courbes de moments de pente contraire à celle des précédentes, donc la stabilité (fig. 13,H — repère 3).

d Les moments par rapport au centre de gravité sont appelés **MOMENTS DE TANGAGE**.

e L'axe perpendiculaire au plan de symétrie de l'avion et passant par son centre de gravité, par rapport auquel les moments de tangage sont mesurés, est appelé **AXE DE TANGAGE** (V. fig. 13,H — repère 4) et la stabilité autour de cet axe **STABILITÉ LONGITUDINALE**.

Cette dernière est d'autant plus grande que le centre de gravité est plus en avant (voir courbes de stabilité de l'avion complet à 30 %, 35 % et 40 % (fig. 13,4 — repère 3).

g Pour assurer la stabilité longitudinale, le centre de gravité doit donc se trouver en avant d'une position appelée **CENTRAGE LIMITE ARRIÈRE**.

#### **ROULIS - LACET - STABILITÉ TRANSVERSALE**

h Il est intéressant aussi de mesurer pour un avion les valeurs des moments autour de l'axe principal d'inertie voisin de son axe longitudinal et passant par le centre de gravité (**AXE DE ROULIS, MOMENTS DE ROULIS**). Pratiquement, faute de pouvoir déterminer avec précision l'axe de roulis, on adopte pour les mesures correspondantes en soufflerie l'axe longitudinal de l'avion (V. fig. 13,H — repère 4).

L'axe perpendiculaire à l'axe de tangage et à l'axe de roulis, par rapport auquel on mesure les **MOMENTS DE GIRATION** ou de **LACET**, est appelé **AXE DE GIRATION** ou de **LACET** (fig. 13,H — repère 4).

Les stabilités de roulis et de lacet ne peuvent pas être étudiées séparément; elles sont liées dans les équations du mouvement de l'avion. On dit donc qu'un avion est **STABLE TRANSVERSALEMENT** si, après une perturbation autour de l'un de ces deux axes, il ne conserve aucun mouvement angulaire, ni autour de l'axe de roulis, ni autour de l'axe de lacet, étant entendu que sa position finale peut comporter un écart angulaire constant autour de l'axe de lacet (écart de cap) par rapport à sa position initiale.

**STRATOSPHERIQUE.** — Qui appartient ou est destiné à la stratosphère (V. **ATMOSPHERE STANDARD\***).

**SURFACE.** — LA **SURFACE PORTANTE**, ou **SURFACE AÉRODYNAMIQUE**, comprend en principe lorsque l'aile rencontre le fuselage, la surface interceptée par ce dernier (Cf. 3,212.0).

Il faut néanmoins s'assurer dans chaque cas où l'on fait des calculs relatifs à l'avion complet (performances, résistance) que la **POLAIRE** dont on se sert, a bien été établie en tenant compte de cette convention et, dans le cas contraire, ne prendre que la surface extérieure au fuselage, appelée **SURFACE NETTE**.

**SURPRESSION.** — La **PUISSANCE DE SURCHARGE\***, et particulièrement la **PUISSANCE DE DÉCOLLAGE\*** d'un moteur, sont en général obtenues en admettant les gaz carburés dans le cylindre, à une pression supérieure à celle qui correspond à la **PUISSANCE NOMINALE\***. Cette pression d'admission est appelée *pression de surcharge*, et parfois aussi « **SURPRESSION** ». Les performances correspondantes sont alors dites réalisées « en surpression ».

**SURVITESSE.** — S'appliquant à l'avion, cette expression désigne une vitesse (en piqué) supérieure à la vitesse maximum obtenue en palier à la **PUISSANCE NOMINALE\***.

S'appliquant au moteur, elle désigne une vitesse de rotation supérieure à la valeur nominale, c'est-à-dire à celle qui correspond aux conditions de la **PUISSANCE NOMINALE\***.



## - T -

**TAPURE DE TREMPE.** — Rupture locale du métal, souvent interne et donc difficilement décelable, qui risque de survenir lorsque l'on trempe un métal. En fin de refroidissement, le métal, étant *trempe*, a un très faible allongement de rupture qui ne permet pas les allongements locaux imposés par les retraits dus aux inégalités de température dans le métal.

**TAUX DE TRAVAIL.** — V. RÉSISTANCE DES MATÉRIAUX\* m et s.

**TORSION.** — V. RÉSISTANCE DES MATÉRIAUX\* j et x.

**TOUPILLAGE.** — Opération de menuiserie consistant à pratiquer un évidement dans une pièce prismatique au moyen d'une machine constituée par un plateau horizontal et un outi appelé *Toupe* tournant à grande vitesse autour d'un axe vertical.

**TOURELLE PHOTOGRAPHIQUE.** — Support orientable d'appareil photo permettant la prise de vues obliques et même panoramiques.

**TRACTION.** — Force produite par le PROPULSEUR\*

**TRAINÉE.** — V. AÉRODYNAMIQUE\* q.

**TRAINÉE INDUITE :** La résistance à l'avancement n'a pas seulement pour causes le frottement de l'air et la surface frontale (maître-couple) offerte par le corps au vent relatif. Il s'y ajoute une résistance liée à la sustentation, *induite* en quelque sorte par cette dernière, et pour cette raison appelée *trainée induite* (Voir également 3,210.1).

**TRAVERSESES.** — Barres horizontales d'une structure en treillis.

**TREMPE.** — Opération consistant à chauffer un métal au-dessus d'une certaine température (*température critique de trempe*), puis à le refroidir plus rapidement qu'une certaine vitesse (*vitesse critique de trempe*) dans le but de modifier sa structure et ses caractéristiques mécaniques.

**TROMPE DE VENTURI.** — V. ANTENNE ANÉMOMÉTRIQUE\* b.

**TUBE DE PITOT.** — V. ANTENNE ANÉMOMÉTRIQUE\* a.

**TUNNEL.** — Soufflerie aérodynamique (V. AÉRODYNAMIQUE\* t).

**TURBO-COMPRESSEUR.** — Compresseur du moteur entraîné par une turbine actionnée par les gaz d'échappement.

## - V -

**VARIOMÈTRE.** — Instrument de bord indiquant la VITESSE ASCENSIONNELLE\*.

**VÉ LONGITUDINAL.** — Angle formé par les CORDES de référence de la voilure et du plan fixe horizontal.

**VENTURI.** — V. ANTENNE ANÉMOMÉTRIQUE\* b.

**VÉRIN.** — Ensemble constitué par un cylindre et un piston mû par un fluide sous pression.

**VERRE MULTIPLEX.** — Panneau transparent constitué par plusieurs épaisseurs de verre collées entre elles avec interposition de feuilles plastiques transparentes pour réduire le risque d'éclats en cas d'accident.

**VIS PARKER.** — Voir 4,711.21.

**VITESSE ASCENSIONNELLE.** — Composante verticale de la vitesse dirigée vers le haut, exprimée généralement en m/sec (de l'ordre de 20 m/sec pour les meilleurs avions de chasse actuels à moteur classique).

**VITESSE D'ATTERRISSAGE.** — Vitesse de l'avion au moment de la prise de contact avec le sol.

**VITESSE DE CROISIÈRE.** — Vitesse horizontale, à une altitude donnée, obtenue à la puissance de croisière (50 à 80 % de la puissance nominale). C'est un compromis, dépendant avant tout de l'utilisation envisagée, entre une valeur aussi élevée que possible de la vitesse, le ménagement du moteur et le prix de revient kilométrique du vol.

**VITESSE DE DÉCOLLAGE.** — Vitesse (en général légèrement supérieure à la vitesse minimum de sustentation) à laquelle on estime que l'avion peut quitter le sol sans se trouver trop près de la perte de vitesse.

**VITESSE DE DÉCROCHAGE.** — Vitesse à l'incidence du  $C^a$  maximum, au moment du décrochage.

**VITESSE DESCENSIONNELLE.** — Composante verticale de la vitesse dirigée vers le bas (exprimée généralement en m/sec.).

**VITESSE HORIZONTALE.** — Composante horizontale de la vitesse (exprimée généralement en km/h ou m/s).

**VITESSE MINIMUM DE SUSTENTATION.** — Vitesse la plus petite qu'il soit possible d'obtenir en vol horizontal par réduction des gaz. Elle est obtenue à l'angle d'incidence correspondant au plafond.

**VITESSE PÉRIPHÉRIQUE.** — Vitesse linéaire de l'extrémité des pales d'une hélice.

**VITESSE DE PRISE DE TERRAIN.** — Vitesse de plané aussi réduite que possible pour limiter la longueur de l'atterrissage mais suffisamment grande pour assurer au voisinage du sol une bonne maniabilité et une marge suffisante par rapport à la perte de vitesse. En principe : vitesse minimum augmentée de 20 à 30 km/h.

**VITESSE RELATIVE.** — Vitesse de l'avion par rapport à l'air.

**VITESSE SONIQUE.** — Vitesse voisine de la vitesse du son (341 m/sec au sol). Cette dernière décroît en altitude en fonction *seulement* de la *température absolue* et proportionnellement à sa racine carrée. Quand on approche de la vitesse du son, les lois usuelles de l'AÉRODYNAMIQUE\* ne sont plus applicables (V. NOMBRE DE MACH\*).

**VOLETS DE COURBURE.** — V. 3,214.221.

**VOLETS D'INTRADOS.** — V. 3,214.221.

**VRILLE.** — Mouvement d'auto-rotation d'un avion autour d'un axe vertical.

La vrille est dite normale quand l'axe longitudinal de l'avion est lui-même vertical ou voisin de la verticale (Cf. 3,318.2).

La vrille est dite « à plat » quand l'axe longitudinal de l'avion fait moins de 45° avec l'horizontale. Tandis que la vrille normale est une acrobatie courante, aisément contrôlable, la vrille à plat est au contraire un état de l'avion anormal et dangereux qui correspond, lorsqu'il peut se produire aisément, à un *vice rédhibitoire de l'avion*.

## - W -

**W. 41.** — Désignation commerciale d'un Alliage léger de fonderie de la classe A-U<sub>5</sub>GT (Cu = 4,5 %, Mg = 0,3 %, Ti = 0,25 %, Al = le reste). Voir ses caractéristiques au tableau 4,012.20.

## ANNEXE XIV

# CONDITIONS FRANÇAISES DE CALCUL DES AVIONS

14,1 - RÈGLEMENT AIR 2004/B

*Édition provisoire du 15 mars 1940,  
mise à jour des modifications C du 1<sup>er</sup> janvier 1946 relatives aux atterrisseurs.*

(EXTRAITS)

Nous avons conservé ci-après la numérotation intérieure du document officiel, pour permettre de s'y reporter plus aisément et mettre en évidence les coupures faites.

14,11

### ARTICLE I

#### Principes généraux de calcul.

Les différents éléments des aérodynes doivent être capables de supporter sans danger les pointes de charges auxquelles ils sont soumis soit en vol, soit au cours des manœuvres au sol ou à flot. En particulier, en aucun point d'un élément soumis aux charges indiquées ci-après la contrainte ne doit dépasser la contrainte de limite élastique du matériau ni les 2/3 de la contrainte de rupture.

Pour la vérification des liaisons principales, les charges indiquées ci-après sont majorées de 15 %; pour toutes les pièces de liaison soumises à des démontages fréquents (ferrures de repliage d'aile, par exemple) ou servant d'axes de rotation à des éléments mobiles (supports de plan mobile, certains axes de train) la majoration de 15 % doit être portée à 25 %.

Dans le cas où le calcul est jugé insuffisant à justifier la résistance des différents éléments de l'aérodyne, le Service d'État qualifié se réserve le droit de la contrôler par des essais statiques partiels ou complets.

14,12

### ARTICLE II

#### Calcul de la cellule.

On étudie la résistance de la cellule en particulier pour l'ensemble des cas de calcul précisés ci-après (1). Sauf indication contraire on ne tient pas compte des

(1) Les valeurs numériques à adopter pour les coefficients  $K_0$ ,  $n_0$ ,  $k_0$ , etc. sont données à la fin du texte dans le tableau des coefficients.



efforts aérodynamiques dus aux hélices ou des efforts d'inertie dus aux accélérations angulaires et le calcul est fait pour tous les poids et tous les chargements possibles de l'aérodyne.

Soit  $P$  le poids en kgs de l'aérodyne,  $S$  la surface de référence de la voilure en  $m^2$ .

Par vitesse  $V$ , on entend toujours l'équivalent de vitesse au sol en  $m/sec$  (1).

14,121

1° *Première série de cas de calcul.*

a) A la vitesse  $V_1 = k_0 V_0$ , l'aérodyne doit pouvoir évoluer aux incidences variant entre les deux limites définies par :

$$C_{x_1} = \frac{16n_1 P}{S V^2} \quad C_{x_2} = -0,4 C_{x_1} \quad (2)$$

Le coefficient  $n_1$  est pris égal au plus grand des deux nombres :

$$\frac{C_{x_p}}{C_{x_0}} \text{ et } n_0$$

$C_{x_0}$  est la valeur minimum possible du coefficient unitaire de portance en vol horizontal au poids  $P$  sans dépasser les conditions nominales de fonctionnement du moteur (régime et pression d'admission).

$V_0$  est l'équivalent de vitesse correspondant à  $C_{x_0}$ .

$C_{x_p}$  est le coefficient unitaire de portance correspondant au minimum de  $C_{x_2}^2/C_{x_1}^3$  sans utilisation de dispositifs hypersustentateurs commandés.

Les coefficients  $C_{x_0}$  et  $C_{x_p}$  sont estimés au cours de l'examen du projet de l'aérodyne, puis rectifiés en tenant compte des essais en vol.

La valeur du coefficient  $C_{x_p}/C_{x_0}$  pour un aérodyne d'une catégorie donnée est limitée à la valeur qu'aurait le coefficient  $n_0$  pour un aérodyne de même poids de la catégorie immédiatement supérieure; pour les aérodynes de la catégorie IV, on ne tient pas compte de la valeur du  $C_{x_p}/C_{x_0}$ .

b) Pour toutes les incidences supérieures à celle du  $C_{x_1}$  et jusqu'à la portance maximum, on admet que la vitesse varie suivant la loi  $C_x V^2 = C_{x_1} V_1^2$ .

c) Pour toutes les incidences inférieures à celles du  $C_{x_2}$  et jusqu'à la portance minimum négative, on admet que la vitesse varie suivant la loi  $C_x V^2 = C_{x_2} V_1^2$ .

14,122

2° *Cas de calcul ailerons braqués.*

On suppose l'aérodyne dans les conditions de portance et d'incidence correspondant au  $C_{x_1}$  de la première série de cas de calcul, mais à une vitesse :

$$V'_1 = k_1 \sqrt{2,25} V_1$$

a) On calcule séparément les charges sur chaque demi-voilure et on y superpose les charges aérodynamiques venant d'un braquage d'aileron vers le haut ou vers le bas, égal à son maximum.

b) On considère ensuite l'ensemble des deux demi-voilures et on tient compte de l'accélération angulaire introduite par la dissymétrie des charges. On étudie spécialement la transmission des efforts de la voilure au fuselage (liaison aile-fuselage, cabane, etc...) et éventuellement les efforts dans la partie d'aile intérieure au fuselage.

(1) C'est-à-dire le produit de la vitesse effective à une altitude donnée, par la racine carrée de la densité relative standard à cette altitude, soit  $V \sqrt{\sigma}$ .

(2) Ou  $C_{x_2} = C_{x_1}$  si la valeur absolue de  $C_{x_2}$  est inférieure à  $0,4 C_{x_1}$ .

c) Cependant, si cette accélération angulaire est supérieure à

$$\frac{0,4 V'_1}{\rho^2}$$

on diminue les braquages de façon à limiter l'accélération angulaire à la valeur ci-dessus; ces braquages sont alors aussi ceux utilisés pour le calcul a) :  $V'_1$  est la vitesse définie plus haut en m/s ( $V'_1 = k_1 \sqrt{2,25 V_1}$ );  $\rho$  est le rayon de giration en mètres de l'aérodyne autour de son axe de roulis.

L'accélération angulaire est en radians à la seconde par seconde.

4,123 3° Cas de calcul pour les aérodynes possédant des dispositifs hypersustentateurs commandés :

On suppose que ces dispositifs ne sont utilisés que pour l'envol, l'atterrissage, et l'amérissage et à des équivalents de vitesse inférieurs à une vitesse  $V_s$ , dite vitesse à ne pas dépasser dispositifs hypersustentateurs braqués.

On suppose les dispositifs hypersustentateurs braqués et on calcule les efforts sur ceux-ci et sur la voilure à l'incidence correspondant à un  $C_x$  égal à :

$$C_{x_s} = \frac{1,5 \times P \times 16}{S V_s^2}$$

et à une vitesse de calcul

$$V_s = \sqrt{\frac{5}{3}} V_s$$

( $C_{x_s}$  est un  $C_x$  pris sur la polaire obtenue avec dispositifs hypersustentateurs braqués).

4,124 4° Cas de vol par mauvais temps.

Le Service d'État qualifié se réserve de fixer une vitesse de sécurité en cas de mauvais temps. Cette détermination est faite par la méthode Volmerange (1).

.....

## 4,13 ARTICLE III

### Calcul des empennages et du fuselage.

4,131 1° Charges d'équilibre sur les empennages horizontaux.

On suppose en tous les points de l'évolution de la 1<sup>re</sup> série de cas de calcul, l'appareil en équilibre autour de l'axe de tangage sous l'action des efforts aérodynamiques et des efforts d'inertie perpendiculaires à la vitesse. On ne tient pas compte des efforts aérodynamiques venant des hélices, ni des efforts d'inertie parallèles à la vitesse; le calcul est fait en chaque point de l'évolution pour le centrage le plus défavorable.

4,132 2° Charges de manœuvre séparées sur les empennages horizontaux et verticaux.

On suppose que chaque gouvernail peut être successivement braqué à son

(1) Voir ci-après en 14.223.

maximum, soit dans un sens, soit dans l'autre, la vitesse aérodynamique au droit de l'empennage étant au moins égale à

$$V_0 = k_1 V_1,$$

et  $V_0$  ne pouvant être inférieure à 100 km/h, et l'on considère l'empennage successivement à son  $C_x$  maximum et au  $C_x$  nul.

L'équilibre des efforts est assuré de la manière suivante :

a) Cas de la portance nulle; on suppose qu'il n'y a aucun effort d'inertie.

b) Cas de la portance maximum d'empennage vertical; on admet une accélération de lacet équilibrant le moment de lacet créé par les efforts sur l'empennage vertical; on néglige l'accélération de roulis et on admet l'aérodyne soumis uniquement aux efforts aérodynamiques venant de l'empennage vertical et aux efforts d'inertie venant de l'accélération de lacet.

c) Cas de la portance maximum d'empennage horizontal.

1 - Pour le cas de braquage maximum vers le haut (effort sur l'empennage vers le bas), on prend comme accélération normale, l'accélération du point de la 1<sup>re</sup> série de cas de calcul correspondant à la charge maximum d'équilibre dirigée vers le bas. La différence entre la charge d'empennage au braquage d'empennage maximum et cette charge d'équilibre est supposée équilibrée par une accélération angulaire de tangage de l'appareil. Si la charge de manœuvre est inférieure à la charge d'équilibre, le cas de charge de manœuvre n'est pas à envisager.

2 - Dans le cas de braquage maximum vers le bas (effort sur l'empennage vers le haut), on fait les mêmes hypothèses en prenant le point correspondant au maximum de charge d'équilibre dirigée vers le haut (ou au minimum de charge d'équilibre dirigée vers le bas, s'il n'y a pas de charge d'équilibre dirigée vers le haut).

#### 14,133 3° Charges simultanées sur les empennages horizontaux et verticaux.

On suppose la combinaison la plus défavorable de :

3/4 des efforts venant des empennages verticaux et

3/4 des efforts venant des empennages horizontaux (cas de la charge d'équilibre ou de charges de manœuvre).

#### 14,134 4° Cas de calcul spécial pour multimoteurs.

Dans le cas de multimoteurs, on envisage la combinaison la plus défavorable de moteurs arrêtés et de moteurs au maximum de traction d'hélice (surpuissance à la vitesse minimum de sustentation); on calcule la charge sur l'empennage vertical nécessaire au maintien de l'aérodyne sur une trajectoire rectiligne sans dérapage, et on multiplie la charge ainsi trouvée par 2 (1); on admet que les efforts appliqués à l'aérodyne sont uniquement ceux venant des hélices multipliés par 2 (1) et la charge ainsi définie sur l'empennage vertical.

Dans le cas d'un empennage bi-dérive, on suppose que la dérive située du côté du moteur tournant prend 75 % de cette charge d'équilibre, l'autre dérive prenant le reste.

#### 14,135 5° Efforts dissymétriques sur empennage horizontal.

On suppose, dans le cas de charge de manœuvre de l'empennage horizontal, tous les efforts multipliés par 0,75 et on suppose les efforts sur l'empennage hori-

(1) Ce coefficient de sécurité tient à ce qu'il s'agit ici d'efforts qui seront effectivement atteints, tandis que les efforts des autres paragraphes sont des valeurs limites en pointe.



zontal répartis 6/10 d'un côté et 4/10 de l'autre; on néglige l'accélération de roulis créée par la dissymétrie des charges.

14,136 5° Cas de calcul supplémentaire pour aérodyne à double dérive.

Dans le cas de double dérive, on vérifie la liaison d'une dérive à l'empennage horizontal en supposant successivement la partie de dérive au-dessus et la partie de dérive au-dessous de l'empennage horizontal seule chargée de la charge de manœuvre correspondant à cette partie.

14,14

## ARTICLE IV

### Calcul des bâtis moteurs.

1) On suppose les couples moteurs égaux aux couples nominaux à l'altitude de rétablissement, et les tractions d'hélices égales à celles du point fixe; on multiplie les tractions par 2 (1), les couples par deux fois (1) le rapport du couple maximum au couple moyen dans un cycle du moteur et les poids successivement par  $n_1$  (vol normal) et  $-0,4 n_1$  (vol sur le dos); les axes des hélices sont supposés perpendiculaires à la direction de l'accélération.

2) On fait la même hypothèse pour les couples moteurs; les tractions d'hélice sont supposées nulles; les poids multipliés par  $n_1$  et l'aérodyne est supposé à l'incidence du  $C_x$  maximum positif de la 1<sup>re</sup> série de cas de calcul.

3) On refait le calcul moteur stoppé en tenant compte uniquement des poids et les axes des hélices étant supposés perpendiculaires à la direction de l'accélération.

On prend comme coefficients, pour les poids, les plus élevés des coefficients suivants :

a) Ceux définis ci-dessus en 1.

b) Ceux donnés par l'application du cas b) de la 2<sup>e</sup> série de cas de calcul de la voilure.

4) On suppose les moteurs stoppés; les poids sont multipliés par  $0,75 n_1$  et supposés inclinés de  $20^{\circ}30'$  dans un plan perpendiculaire à l'axe de traction.

5) Efforts à l'atterrissage, à l'amérissage et au décollage; les bâtis-moteurs sont calculés aux efforts à l'atterrissage et à l'amérissage en supposant les moteurs pleins gaz (couple de surpuissance et traction au point fixe). Les coefficients de calcul sont indiqués aux articles VII et VIII.

14,15

## ARTICLE V

### Calcul des commandes.

Les transmissions de commande des gouvernails de direction, du gouvernail de profondeur et des ailerons, leurs dispositifs de renvoi ou de guidage et leurs attaches sont calculés aux plus grands des efforts ci-dessous :

1) Efforts résultant de l'application sur les plans mobiles correspondants des charges prévues pour eux. On limite ces efforts au double de ceux du deuxième cas ci-dessous.

(1) Ce coefficient de sécurité tient à ce qu'il s'agit ici d'efforts qui seront effectivement atteints, tandis que les efforts des autres paragraphes sont des valeurs limites en pointe.

2) a) pour les commandes de profondeur : 50 kgs appliqués sur le manche ou sur le volant.

b) pour les commandes d'ailerons : 40 kgs dans le cas d'un manche, et force tangentielle de 60 kgs dans le cas d'un volant.

c) pour les commandes de direction : 75 kgs pour les avions, 100 kgs pour les hydravions et aérodynes à béquilles ou roulettes commandées, appliqués sur une extrémité du palonnier ou sur une pédale; le palonnier ou les pédales sont calculés en admettant que le pilote peut appuyer des deux côtés à la fois, l'effort total étant dans ce cas de 200 kgs.

3) On suppose la production simultanée des  $3/4$  des efforts prévus aux § a) et b) du 2<sup>e</sup> cas ci-dessus.

4) Pour les aérodynes à double commande, on suppose que les pilotes peuvent agir simultanément sur la même commande avec les  $3/4$  des efforts définis ci-dessus en 2.

5) *Pilotage automatique.*

Pour les aérodynes pourvus du pilotage automatique on vérifie de plus les commandes de vol et les organes de liaison du dispositif automatique aux efforts maxima donnés par le dispositif, ces efforts étant multipliés par  $5/3$ .

14,16

## ARTICLE VI

### Cas complémentaires.

Tous les éléments qui précèdent (cellule, empennages, fuselages, bâtis-moteurs, etc...) sont vérifiés en outre aux efforts éventuels dus à l'atterrissage, à l'amérissage, au hissage, au catapultage et, d'une façon générale, à toutes les manœuvres au sol ou à flot. Les charges appliquées sont indiquées plus loin.

14,17

## ARTICLE VII

### Calcul à l'atterrissage et au décollage.

(Le texte donné ci-après est extrait, non du fascicule 2004/B du 15 mars 1940, mais des modifications C en date du 1<sup>er</sup> janvier 1946, dont le numérotage intérieur a été conservé).

14,171

#### 1. Généralités.

Les charges de calcul à rupture sont obtenues en multipliant les charges à limite élastique (définies ci-après) par 1,35 pour le calcul des atterrisseurs (roues non comprises) et par 1,5 pour le calcul des roues et des éléments autres que les atterrisseurs.

Pour le calcul des roues, les charges définies dans le Règlement seront majorées de 15 %.

1.3. Dans chaque cas de calcul considéré, les efforts extérieurs appliqués doivent être équilibrés par des efforts d'inertie dus à des accélérations linéaires et angulaires convenables.

1.4. *Poids de calcul.* — Les calculs doivent être faits avec le poids d'atterrissage  $P_a$  pour les cas de calcul à l'atterrissage et avec le poids de décollage  $P_d$  pour les cas de calcul au décollage et au roulement au sol.

1.5. *Positions de l'aérodyme.* — On considère les positions suivantes :

*Position I :* Aérodyme reposant sur les roues principales, la roue auxiliaire étant juste au-dessus du sol.

*Position II :* Aérodyme reposant sur la roue auxiliaire, les roues principales étant juste au-dessus du sol.

*Position III* (cas d'une roue auxiliaire avant) : Aérodyme reposant sur les roues principales, la queue étant juste au-dessus du sol, à moins que cette incidence soit supérieure à l'incidence correspondant à la vitesse de décrochage de l'appareil sans moteur ayant sa configuration d'atterrissage. Dans ce cas, c'est cette dernière incidence qui définit la position III.

*Position IV* (cas d'une roue auxiliaire arrière) : Aérodyme reposant sur les roues principales, les axes de traction des hélices étant horizontaux.

*Position V :* Aérodyme reposant sur les 3 roues.

1.6. *Pneumatiques.* — La charge statique  $C$  admissible par pneumatique, fournie par les tableaux de caractéristiques des pneumatiques donnés en 14,192, doit être supérieure ou égale à la réaction statique  $R_s$  sur l'atterrisseur correspondant, l'aérodyme étant en position V à un poids et un centrage donnant la réaction maximum.

14,172

## 2. Vitesse verticale de descente.

On suppose que l'aérodyme arrive au sol avec une vitesse verticale constante  $v$ , les forces aérodynamiques équilibrant le poids de l'appareil pendant l'impact.

Cette vitesse est fixée par le Service d'État qualifié; elle est, sauf cas spéciaux, comprise entre 3,5 m/sec et 4,5 m/sec. Elle peut atteindre 5 m/sec pour les appareils embarqués.

14,173

## 3. Absorption d'énergie à l'atterrissage.

3.1. *Atterrisseurs principaux.* — Le système amortisseur de chaque atterrisseur principal doit être capable d'absorber au minimum une énergie :

$$W = \frac{P_a}{2} \times \frac{v^2}{2g}$$

3.2. *Atterrisseur auxiliaire.* — L'énergie minimum à absorber est :

$$W = \frac{P_a}{1 + \frac{a^2}{r^2}} \times \frac{v^2}{2g}$$

$r$  étant le rayon de giration de l'aérodyme autour de son axe de tangage, et  $a$  la distance du centre de gravité de l'aérodyme à la verticale passant par l'axe de la roue auxiliaire, l'aérodyme étant en position II, amortisseur détendu et pneu gonflé.

3.3. Les énergies spécifiées en 3,1 et 3,2 doivent être absorbées sans que l'amortisseur arrive à fond de course et sans que le pneu soit complètement aplati.



14.174

4. Efforts verticaux sur les atterrisseurs à l'impact.

Les efforts maxima doivent être mesurés au cours d'essais de chute sur atterrisseurs complets (ou à défaut calculés) dans les conditions suivantes :

— vitesse de descente constante  $v$ , ou hauteur de chute libre,  $H = \frac{v^2}{2g}$  à condition d'équilibrer le poids de l'ensemble pendant l'impact.

— poids total de l'ensemble :  $\frac{P_a}{2}$  pour un atterrisseur principal et  $\frac{P_a}{1 + \frac{a^2}{r^2}}$  pour

un atterrisseur auxiliaire (Cf. 4.2).

— position III ou IV pour un atterrisseur principal et position II pour un atterrisseur auxiliaire.

La course d'amortisseur sera telle que l'énergie calculée absorbée par l'amortisseur seul soit au moins les 6/10 de l'énergie totale  $W$ , sauf accord spécial pris avec le Service d'État qualifié.

14.175

5. Cas de calcul à l'atterrissage.

5.1 *Impact sur roues principales.* — Soit  $F$  l'effort vertical maximum obtenu au paragraphe 4. Il y a 2 positions à considérer : I et III ou IV.

Le tableau suivant donne les efforts sur chaque roue :

Cas	Effort vertical	Effort horizontal vers l'arrière	Effort latéral
$a_1$	$F$	0 à 0,25 $F$	0
$a_2$	$kF$	0,8 $kF$	0
$a_3$	$F$	0	0,3 $F$

$k$  étant un facteur défini plus loin, en 5.3.

L'effort latéral est dirigé vers l'intérieur de l'appareil pour un atterrisseur et vers l'extérieur pour l'autre.

Pour le calcul des éléments autres que les atterrisseurs, on considère 2 cas supplémentaires  $a_{11}$  et  $a_{21}$  d'atterrissages sur une roue, les efforts sur la roue chargée étant ceux prévus dans les cas  $a_1$  et  $a_2$ .

5.2. *Impact sur roue auxiliaire.* — Soit  $F'$  l'effort vertical maximum obtenu au parag. 4.

Il faut considérer la position II.

Le tableau suivant donne les efforts sur la roue :

Cas	Effort vertical	Effort horizontal vers l'arrière	Effort latéral
$a'_1$	$F'$	0 à 0,25 $F'$	0
$a'_2$	$kF'$	0,8 $kF'$	0
$a'_3$	$F'$	0	0,3 $F'$

Pour une roue auxiliaire avant, on considère le cas de calcul supplémentaire suivant :

Cas	Effort vertical	Effort horizontal
$a'_4$	$kF'$	- 0,4 $kF'$

5.3. *Conditions particulières.* — Le poids considéré est le poids maximum à l'atterrissage. Il est équilibré par les forces aérodynamiques de sustentation convenablement réparties sur la voilure et les empennages suivant les positions considérées. On peut négliger les efforts aérodynamiques sur le fuselage et les efforts de traînée.

Soit  $V_m$  la vitesse de décrochage de l'aérodyne sans moteur ayant la configuration d'atterrissage

$$k = 0,55 \text{ si } V_m \leq 80 \text{ Km/h}$$

$$k = 0,75 \text{ si } V_m \geq 160 \text{ Km/h}$$

(variation linéaire dans l'intervalle).

$k$  peut-être diminué en accord avec le Service d'État qualifié si l'aérodyne comporte un dispositif de mise en rotation des roues avant l'atterrissage.

14,176

## 6. Cas de calcul au décollage et au roulement au sol.

6.1. *Décollage.* — Le tableau suivant donne les efforts sur chaque roue :

Positions	Czs	Atterris <sup>r</sup>	Eff. vert <sup>l</sup>	Eff. horiz <sup>l</sup> vers l'AR	Eff. latéral
I et IV	$d_1$	principal	$m \frac{P_d}{2}$	0 à 0,25 $m \frac{P_d}{2}$	0
	$d_2$	"	$m \frac{P_d}{2}$	0	0,2 $m \frac{P_d}{2}$
	$d_3$	principal auxiliaire	$m R$ $m R'$	0 à 0,25 $m R$ 0 à 0,25 $m R$	0 0

$m = 2,6$  pour les décollages sur terrains ordinaires,

$m = 2,1$  pour les décollages sur pistes.

R et R' sont les réactions statiques équilibrant le poids, l'aérodyne étant en position V.

6.2. *Freinage.* — Il y a deux positions à considérer : I et III ou IV.

Cas	Effort vertical	Effort horizontal vers l'arrière
$f_1$	$1,5 \frac{P_d}{2} = 0,75 P_d$	$0,65 \times 1,5 \frac{P_d}{2} = 0,4875 P_d$

Si la roue auxiliaire avant est freinée, il faut considérer le cas supplémentaire  $f_2$ , correspondant au freinage sur les trois roues, aérodyne en position V. Les réactions verticales et horizontales (égales aux 65/100 des réactions verticales) sur chaque roue s'obtiennent en écrivant l'équilibre de l'aérodyne de poids  $P_d$  autour de son centre de gravité, l'accélération angulaire de tangage étant nulle.

Les réactions correspondantes sont multipliées par 1,5.

Dans les cas  $f_1$  et  $f_2$ , les réactions horizontales sont limitées aux valeurs :  $1,5 T/d$ , T étant le couple maximum que peut fournir le frein de la roue et  $d$  la distance de l'axe de la roue au sol.

6.3. *Manœuvres au sol.*

Pour tous les cas considérés, l'aérodyne est en position V.

6.31. *Virage (Cas  $r_1$ ).* L'aérodyne est soumis à un effort appliqué au centre de gravité ayant une composante verticale égale à  $P_d$  et une composante latérale (normale au plan de symétrie) égale à :

0,6  $P_d$  pour un aérodyne à roue auxiliaire avant,

0,8  $P_d$  pour un aérodyne à roue auxiliaire arrière.

La réaction latérale sur chaque roue est égale à 0,6 ou 0,8 de la réaction verticale et il n'y a pas d'accélération angulaire de roulis. La roue auxiliaire est supposée soit dans le plan de symétrie, soit dans un plan perpendiculaire à ce plan (si elle est libre de s'orienter).

Si l'effort appliqué au centre de gravité tombe au dehors du polygone de sustentation de l'aérodyne, la composante latérale est limitée pour que l'effort rencontre le polygone.

6.32. *Pivotement (cas  $r_2$ ).* — L'aérodyne pivote autour d'une roue principale freinée. La roue freinée est soumise à un effort vertical correspondant à un coefficient de frottement de 0,9.

Dans le cas de roues jumelées, le couple de pivotement agissant sur un jumelage sera pris égal au double du couple de pivotement agissant sur une roue du jumelage considérée comme seule.

6.33. *Cas supplémentaires pour l'atterrissage auxiliaire.*

*Cas  $r_2$ . Roue auxiliaire avant freinée.* On exerce sur la roue <sup>(1)</sup> un effort vertical égal à  $1,5 R'$ , un effort horizontal égal à  $0,65 \times 1,5 R'$  et un couple d'axe vertical correspondant à un coefficient de frottement de 0,9.



*Cas  $r_3$ .* La roue auxiliaire étant dans le plan de symétrie est soumise à un effort vertical égal à  $1,5 R'$  et à un effort latéral égal au maximum à l'effort vertical et au minimum à la moitié de l'effort vertical.

Si la roue auxiliaire peut être bloquée dans le plan de symétrie, l'effort latéral égale  $1,5 R'$ .

Si la roue auxiliaire possède un dispositif de rappel dans le plan de symétrie, l'effort latéral peut être pris égal à  $1,5$  fois l'effort maximum nécessaire pour faire tourner la roue autour de son axe de pivotement, compte tenu des limites maximum et minimum précisées ci-dessus.

*Cas  $r_4$ .* Si la roue auxiliaire peut occuper une position normale au plan de symétrie, elle est soumise dans cette position à un effort vertical égal à  $1,5 R'$  et à un effort normal au plan de symétrie appliqué à l'axe de la roue égal à la moitié de l'effort vertical.

La partie arrière ou avant du fuselage doit être vérifiée pour les cas  $r_3$  et  $r_4$ .

6.34. *Conditions particulières.* — Le poids considéré pour les cas  $d, f, r$  est le poids maximum au décollage.

Les efforts aérodynamiques sont négligés.

.....

14,177

### 8. Atterrisseurs escamotables.

Les barres d'escamotage de l'atterrisseur et les barres de l'atterrisseur elles-mêmes doivent résister, dans une position quelconque de l'atterrisseur en cours de relevage, aux efforts venant des poids, multipliés successivement par  $0,8 n_1$  et  $-0,32 n_1$ .

Ces facteurs sont limités supérieurement aux valeurs  $+5$  et  $-2$ .

Pour la position rentrée, les efforts sont multipliés respectivement par  $n_1$  et  $-0,4 n_1$ . On peut supposer pour ce calcul les axes des hélices horizontaux.

14,178

9. Calcul au capotage (pour les aérodynes de moins de 9 T de poids total seulement).

L'aérodyne est supposé retourné reposant sur un sol horizontal par le fuselage et l'empennage vertical. Au point de rencontre du fuselage avec le sol, on applique un effort égal à  $2P$  et pouvant faire un angle de  $15^\circ$  avec la verticale dans une direction quelconque.

Dans le cas où c'est l'aile qui porte sur le sol et non le fuselage, on calcule la cabane ou ce qui en tient lieu aux efforts définis ci-dessus.

14,18

## ARTICLE XI

### Calcul spécial au piqué.

1) Sauf spécification contraire stipulée dans les programmes particuliers,

(1) Située dans le plan de symétrie.

la vitesse de piqué  $V_p$  que l'aérodyne ne doit pas dépasser en aucun cas <sup>(1)</sup> est donnée par :

$$V_p = V_1 \sqrt{0,6}$$

Si le programme particulier d'un aérodyne demande une vitesse de piqué  $V_p$  supérieure pour cet appareil à  $V_1 \sqrt{0,6}$  une vérification complémentaire doit être faite pour la voilure, dans la 1<sup>re</sup> série de cas de calcul et pour les empennages horizontaux et le fuselage dans le cas 1<sup>o</sup> en prenant comme vitesse d'évolution une vitesse

$$V_1 = \frac{V_p}{\sqrt{0,6}}$$

et en gardant les mêmes coefficients maxima d'accélération.

2) *Dispositifs freineurs mis en œuvre au moment du piqué.* — Si l'on utilise des dispositifs freineurs pour limiter la vitesse de piqué (volets braqués vers le haut, spoilers, empennages ouvrants, etc...), le calcul de ces dispositifs et la vérification de la voilure, des empennages et du fuselage sont faits dans une évolution analogue à celle de la 1<sup>re</sup> série du calcul, en prenant comme vitesse d'évolution

$$V_1 = \frac{V'_p}{\sqrt{0,6}}$$

$V'_p$  étant la nouvelle vitesse de piqué que l'on désire justifier. Généralement  $V'_p$  est la vitesse de piqué limite dispositifs freineurs braqués;

.....

## TABLEAUX DE VALEURS NUMÉRIQUES

14,19

14,191

### Coefficients de calcul.

Tableau des coefficients			AVIONS et HYDRAVIONS			
Cas de calcul	Valeur des facteurs	Cat. 1	Cat. 2	Cat. 3	Cat. 4	Observations
Cellule 1 <sup>re</sup> série	Valeur de $\left. \begin{array}{l} P \leq 1T \\ 1T < P < 5T \\ P \geq 5T \end{array} \right\} \frac{3}{2} n_0$	7	9	12	14,5	Variation linéaire de $\frac{3}{2} n_0$ dans l'intervalle 1 T 5 T
		7 à 5	9 à 7	12 à 9	14,5 à 10,5	
		5	7	9	10,5	
	Valeurs de $k_0$ ( $V_1 = k_0 V_0$ )	$\sqrt{\frac{n_0}{1,7}}$	$\sqrt{\frac{n_0}{1,85}}$	$\sqrt{\frac{n_0}{2}}$	$\sqrt{\frac{n_0}{2,1}}$	
Empennages	Valeur de $k_1$ ( $V'_0 = k_1 V_1$ )	0,47	0,46	0,44	0,43	

(1) Mais qu'il peut atteindre effectivement — d'où l'apparition du coefficient  $\sqrt{\frac{3}{5}}$  qui est un coefficient de sécurité.

14,192

## Caractéristiques d'adaptation des pneumatiques.

## I. Pneumatiques pour tous terrains (moyenne pression) Air 7416.

N°	$p_0$ max	Q (1)	C (1)	h (2)	W
	hpz	t	t	mm	kgm
7	1,90	1,9	0,50	107	93
8,5	2,15	2,5	0,65	130	150
10	2,40	4,2	1,2	159	312
12	2,60	7,2	2,0	193	650
14	2,95	12,5	3,5	237	1395
16	3,25	15,0	4,4	252	1785
18	3,50	21,5	6,1	290	2960
20	3,80	25,5	7,3	313	3785
22,5	4,10	36,5	10,6	362	6290
25	4,45	47,0	14,2	404	9000

Q : charge dynamique d'aplatissement total.

C : charge statique maximum admissible au roulement.

h : hauteur d'aplatissement total.

W : énergie maximum absorbée par le pneu gonflé à la pression maximum  $p_0$ .

## II. Pneumatiques à haute pression série S. T. Aé 1945.

N°	$p_0$ max	Q (1)	C (1)	h (2)	W max
	hpz	t	t	mm	kgm
19	7	20	5,9	136	1278
21,5	7	27	8,0	160	2030
24	7	35	10,4	186	3060
26,5	7	46	14,2	218	4760
29	7	60	18,5	249	7100
32	7	78,5	24,3	288	10730
35,5	7	103	33,4	334	16520
39	7	134	43,5	382	24550
43,5	7	175	56,8	442	37180

(1) Valeur minimum correspondant à la pression maximum de gonflement.

(2) Valeur correspondant à un pneumatique à bande de roulement lisse monté sur jante à profil 1942.



14,2

## ANNEXE AU RÈGLEMENT 2004/B.

## (EXTRAITS)

Cette Annexe explique et complète le Règlement 2004/B. Ses subdivisions sont les mêmes que celles du Règlement 2004/B.

14,21

## ARTICLE I

Principes généraux de calcul.

14,211

1° *Coefficients de sécurité.*

Les charges telles qu'elles sont définies dans le Règlement 2004/B sont des pointes de charges auxquelles l'aérodyne doit pouvoir résister sans dépasser la limite élastique. Le rapport minimum de 1,5 imposé entre les charges de rupture et ces pointes de charge ne peut être considéré comme un coefficient de sécurité suffisant pour qu'un aérodyne puisse atteindre sans danger un nombre de fois quelconque les charges définies au règlement. Aussi quand il s'agit d'efforts connus, fréquemment atteints, et ne pouvant être dépassés, le règlement impose-t-il un véritable coefficient de sécurité permettant de faire subir normalement à l'aérodyne les efforts considérés sans danger ni fatigue anormale pour lui; ce coefficient de sécurité est pris généralement égal à  $5/3$  à limite élastique (c'est-à-dire 2,5 à rupture); en particulier, les calculs au catapultage, au piqué, les calculs tenant compte de limiteurs d'efforts, etc... sont faits suivant cette règle.

- a) — Pour chaque matériau, la contrainte de limite élastique en traction est définie à l'essai de traction sur éprouvettes normalisées conformément aux normes applicables à ce matériau. Pour le bois, on admet a priori que la limite élastique est toujours supérieure aux  $2/3$  de la rupture.
- b) — Pour un ensemble, la charge de limite élastique est définie comme la charge donnant après 5 minutes d'application une déformation résiduelle inférieure ou au plus égale à 5 %, 30 minutes après enlèvement de la charge.
- c) — Pour les pièces travaillant au matage (ovalisation) il n'existe pas de véritable limite élastique. Les essais à rupture conduisent à des taux de travail très élevés qu'il est imprudent d'approcher si l'on veut assurer une tenue correcte des pièces à des efforts répétés. Les taux de travail au matage doivent donc être pris avec beaucoup de prudence; à titre d'exemple, pour les alliages légers L 2 R dont le taux de travail à rupture en traction est de l'ordre de  $40 \text{ kg/mm}^2$ , on ne doit dépasser en aucun cas le taux de travail de  $60 \text{ kg/mm}^2$  à rupture pour le matage. Dans le cas de matage par des boulons ou des axes fixes ce taux doit être réduit à  $45 \text{ kg/mm}^2$ ; pour les rivets creux ou spéciaux, le taux admissible est déterminé dans chaque cas, compte tenu des résultats d'essai.

Quand les pièces travaillant au matage servent de paliers ou de guides à des axes ou des boulons utilisés comme axes de rotation d'éléments mobiles, on réduit

de 30 % les taux de travail au matage utilisés dans le cas de pièces fixes (pour les alliages L 2 R, on prend un taux de  $45/1,3 = 35 \text{ kg/mm}^2$ ).

4,212

### 2° *Constructions spéciales de grande rigidité.*

Pour des constructions spéciales de rigidité particulièrement élevée et pour lesquelles le rapport entre la rupture et la limite élastique est très inférieur à 1,5 le Service d'Etat qualifié peut admettre un abattement sur le rapport 1,5 de la charge à rupture à la charge définie par le règlement. Cet abattement ne peut être admis que pour des constructions particulièrement étudiées par des calculs *et des essais* précis.

4,213

### 3° *Efforts alternés.*

a) Tous les éléments d'un aérodyne sont, soit du fait de vibrations, soit du fait même de la répétition des charges qui leur sont appliquées, soumis à des efforts alternés; la définition de ces efforts n'étant à l'heure actuelle généralement pas possible, on ne peut donner de règles de calcul précises pour tous les éléments, mais le dessin de toutes les pièces doit toujours tenir compte des précautions qu'impose la présence de tels efforts : renforcement correct des trous, congés de dimensions suffisantes, utilisation de filets de vis arrondis, etc...

b) Pour deux éléments, cependant, le train et le bâti-moteur, on peut donner dès maintenant des charges à tenir aux efforts alternés et le Service d'Etat qualifié peut, s'il le juge utile, exiger des calculs ou des essais conformes aux règles suivantes :

1° *Train.* — On suppose que l'aérodyne reposant au sol sur 3 points, les efforts appliqués à chaque atterrisseur varient de 0 à 2 fois la réaction correspondante du sol; dans ces conditions aucun élément du système atterrisseur ne doit atteindre sa limite de fatigue.

2° *Bâti-moteur.* — On ne tient compte ni des poids ni de la traction (1), on suppose que le couple moteur varie de 0 à 2 fois la valeur du couple de surpuissance dans ces conditions, aucun élément du bâti-moteur ne doit atteindre sa limite de fatigue.

14,214

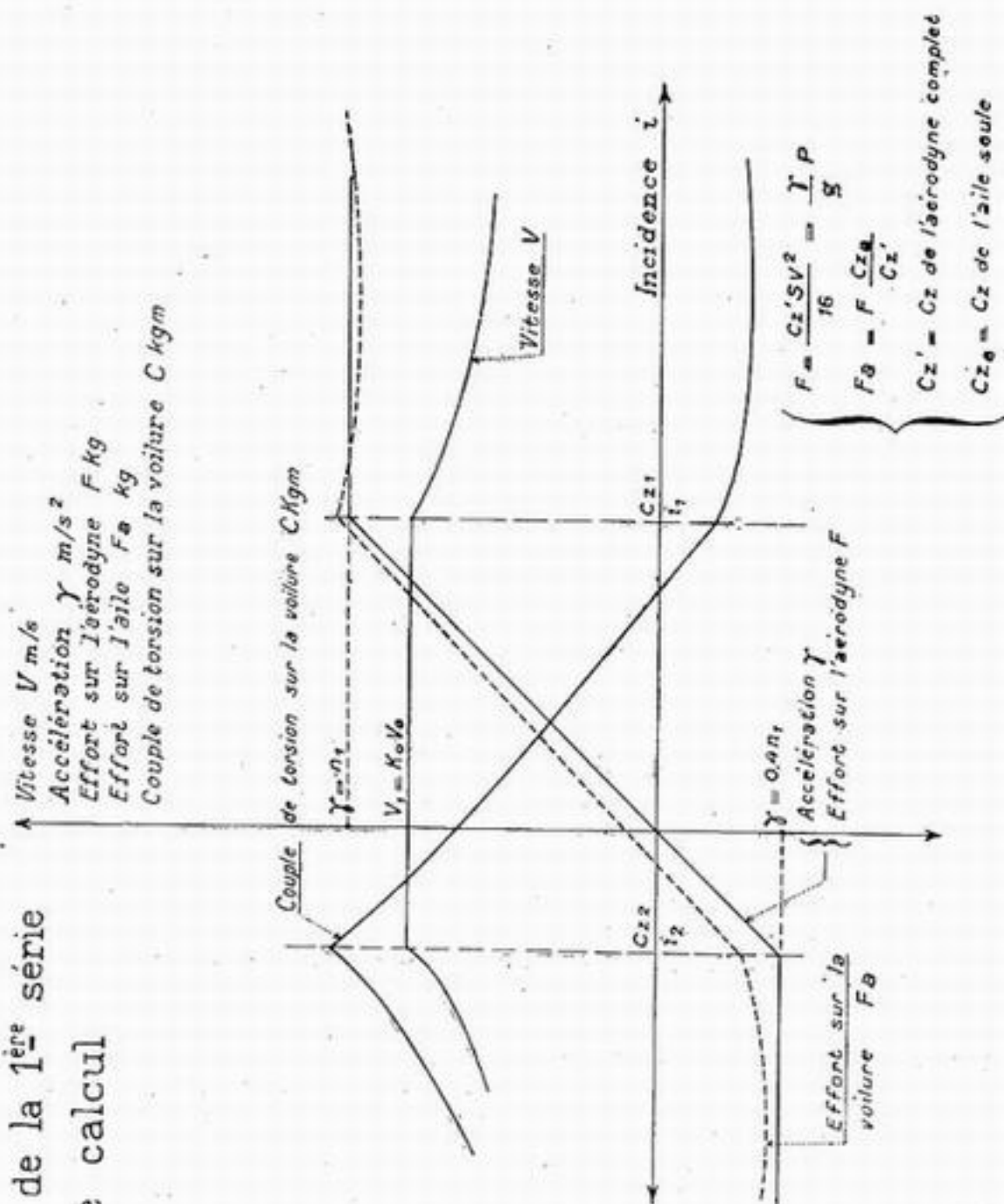
### 4° *Pièces de fonderie en alliage léger ou ultra-léger.*

L'attention est spécialement attirée sur un procédé de construction qui, utilisé sans précaution, conduit à des résistances très faibles aux efforts alternés; c'est le cas de la construction de pièces coulées en alliage léger ou ultra-léger; par la simplicité de sa mise en œuvre et la valeur relativement élevée de ses taux de fatigue admissibles à rupture, l'emploi de cette construction semble conduire souvent à une économie importante de poids et de main-d'œuvre; mais l'utilisation d'alliages défectueux, la faible valeur de la limite élastique, l'hétérogénéité des caractéristiques mécaniques aux différents points de la pièce, le mauvais dessin des pièces tant au point de vue des règles de la fonderie, que de la résistance aux efforts alternés, une fonderie exécutée sans précaution et sans soin ont amené et amènent encore de nombreux incidents.

A titre d'exemple, sauf justification spéciale dans le dossier de fonderie

(1) En effet, l'expérience montre que (dans une certaine limite) l'addition d'un effort constant à une charge variable ne change pas la limite de fatigue.

# Evolution de la 1<sup>ère</sup> série de cas de calcul





(mesure des caractéristiques en différents points de la pièce), voici les chiffres de contraintes maxima à limite élastique et à rupture que l'on peut admettre pour les principaux alliages de fonderie légers et ultra-légers.

Alliage	$E^{(1)}$ kgs/mm <sup>2</sup>	R kgs/mm <sup>2</sup>
F <sub>1</sub> .....	8	12
— F <sub>2</sub> .....	7	13
— W.41 coulé au sable .....	15	24
— W.41 coulé en coquille .....	20	28

On voit que pour l'alliage F<sub>2</sub> et le W.41 coulé au sable, E étant inférieur à 2/3 R, le critère de limite élastique prévaut sur le critère à rupture.

## ARTICLE II

### Calcul de la cellule.

#### *Remarque préliminaire :*

Surface de référence de la voilure : on prend comme surface de référence de la voilure, la surface totale de l'aile essayée en soufflerie isolément. Quand l'aile comporte une partie intérieure au fuselage, on remplace cette partie par une section à profil constant (on prend pour profil, le profil d'encastrement de la voilure sur fuselage; s'il y a des raccords entre l'aile et le fuselage, on ne tient pas compte de ces raccords).

1° Première série de cas de calcul et remarques générales sur cette première série et les autres cas de calcul.

b) Dans le cas d'aérodynes munis de moteurs à compresseurs,  $C_{m_0}$  correspond généralement à la vitesse maximum au sol et non à la vitesse maximum absolue à l'altitude de rétablissement des moteurs.

d) On suppose en chaque point de l'évolution, le braquage d'empennage horizontal donnant l'équilibre autour du centre de gravité et on corrige à l'aide des courbes de stabilité longitudinale la polaire d'aérodyne avec empennage non braqué, de la différence entre la portance de l'empennage avec braquage d'équilibre et celle de l'empennage non braqué. Pour cela, on part à une incidence donnée du coefficient de portance  $C_z$  et du coefficient de moment  $C_{m_g}$  autour du centre de gravité (pour le centrage le plus défavorable) de l'aérodyne complet empennage non braqué (valeurs données par la polaire et les courbes de stabilité longitudinale avec empennage). Si  $l$  est la corde de référence de l'aile (utilisée à l'essai de stabilité),  $L$  la distance du centre de gravité de l'aérodyne au centre de poussée de l'empennage (ce centre de poussée peut être pris à 40 % de la profondeur de l'empennage pour ce calcul), le coefficient de portance  $C'_z$  de l'aérodyne correspondant au braquage d'empennage d'équilibre peut être pris égal, à l'incidence considérée, à

$$C'_z = C_z - C_{m_g} l/L.$$

Si, à cette incidence, le coefficient de portance propre de l'aile essayée en soufflerie a pour valeur  $C_{z_a}$ , la charge aérodynamique sur l'aile, normale à la vitesse, a pour valeur  $C_{z_a} SV^2/16$  ( $V$  est la vitesse de calcul à l'incidence considérée), c'est-

(1) E est théoriquement la limite élastique au 1/2000 à l'essai de traction.

à-dire  $F \times C_{z_0}/C_z^{(1)}$  si  $F$  est la charge totale sur l'aérodyne perpendiculaire à la vitesse (voir fig. 14,221).

e) L'évolution définie à la 1<sup>re</sup> série de cas de calcul comprend 3 parties; au-dessous du  $C_{z_2}$ , une partie à accélération constante égale à  $-0,4 n_1$ ; au-dessus du  $C_{z_1}$ , une partie à accélération constante égale à  $n_1$  et entre  $C_{z_2}$  et  $C_{z_1}$  une partie à vitesse constante égale à  $k_0 V_0$ . La fig. 14,221 donne un schéma des lois de variation de vitesse, d'accélération et d'effort sur l'aérodyne perpendiculaire à la vitesse. Cet effort est égal, à une incidence donnée, à  $F = C_z SV^2/16$ ,  $V$  étant la vitesse de l'évolution à cette incidence.

f) Répartition en envergure. — D'une façon générale, on admet, en l'absence d'essais en soufflerie spéciaux donnant de façon plus exacte la répartition des coefficients aérodynamiques en envergure, que les coefficients aérodynamiques de chaque profil à une incidence donnée peuvent être pris proportionnels aux coefficients aérodynamiques de ce profil à cette incidence pour un allongement égal à l'allongement de l'aile isolée; dans le cas d'un profil identique (même profil de base et même épaisseur relative) et de calage constant (même incidence de la corde de portance nulle sur toute l'envergure), on admet donc les mêmes coefficients aérodynamiques tout le long de l'aile; autrement on tient compte des différences de profil de base, d'épaisseur relative et de calage (2).

g) Répartition en profondeur. — Pour les profils sans volet mobile ou avec volet mobile à la position neutre, la ligne de charge est formée de deux droites, l'une partant du bord de fuite et rencontrant l'autre sur la normale à la voilure située à une distance du bord d'attaque égale au 1/5 de la profondeur de la voilure (3).

Pour les profils avec aileron ou volet braqué, on commence par mettre la charge sur le plan mobile (suivant essais de souffleries ou charges données ci-dessous) et le diagramme est complété sur la partie du profil en avant de l'aileron ou du volet suivant le même type de ligne de charge que pour les profils sans volet.

h) On tient compte, dans chaque cas, de la distribution réelle en envergure et en profondeur des poids répartis ou concentrés sur la cellule.

Il faut tenir compte en particulier de la répartition exacte du poids de voilure. A titre d'exemple, pour des ailes en porte-à-faux avec ailerons et volets, le centre de gravité des différentes sections de l'aile est généralement vers 40 % de la profondeur de l'aile, et le rapport des poids d'aile au m<sup>2</sup> à l'emplanture et à l'extrémité est de l'ordre de 2,5. Il y a cependant intérêt dans chaque cas à faire le calcul exact de la répartition des poids en envergure et profondeur. Ce calcul est d'ailleurs indispensable pour l'étude des vibrations de la voilure.

On suppose toujours qu'il n'y a pas d'accélération parallèle à la vitesse mais les forces d'inerties ont, du fait de l'incidence, une composante dans le plan de l'aile, dont il faut tenir compte (en particulier pour les masses concentrées : moteurs, atterrisseurs, essence...).

(1) L'influence de ce terme correctif est loin d'être négligeable : elle est de l'ordre de 10 % au  $C_{z_1}$  sur la plupart des avions.

(2) L'influence de cette correction est très variable suivant les cas d'espèces. Négligeable sur certains avions, elle peut majorer les efforts de 30 % sur d'autres (notamment planeurs de vol à voile sur lesquels le calage et la nature même des profils évoluent beaucoup le long de l'envergure — V. chap. XII).

(3) On rappelle en outre que l'aire du diagramme doit être égale à la charge totale et que son centre de gravité doit être à l'aplomb de la position connue du centre de poussée. La construction est ainsi déterminée (v. fig. 4,112.30).

4,222

## 2° Cas de calcul ailerons braqués.

a) Le cas de calcul b) est avant tout un cas de calcul de la partie de voilure intérieure au fuselage ou des éléments de liaison de la voilure au fuselage, mais il peut être aussi un cas de calcul de voilure en torsion (en particulier pour les appareils ayant des moteurs dans l'aile) et un cas de calcul des bâtis-moteurs. Dans ce cas de calcul dissymétrique on peut généralement négliger l'accélération normale venant de la différence d'efficacité des 2 ailerons.

b) Les efforts a) au coup d'aileron sont supposés amenés par un braquage d'aileron annulant une accélération angulaire venant d'une rafale dissymétrique sur une 1/2 aile; la vitesse de cette rafale est incluse dans le coefficient 0,4 de la formule  $0,4 V_1^2/\rho^2$  (ce qui explique le manque apparent d'homogénéité de cette formule).

Pour connaître la limitation des efforts venant de la limitation d'accélération angulaire, il n'est pas nécessaire de connaître l'inertie de roulis de l'aérodyne; en effet, soit  $I = \frac{P\rho^2}{g}$  l'inertie de roulis de l'aérodyne; l'accélération angulaire produite par un moment de roulis M donné venant d'un braquage d'aileron est égale à :

$$\frac{d^2 \theta}{dt^2} = \frac{M}{I}$$

La limitation de l'accélération angulaire limite donc le couple M à une valeur :

$$M = \frac{I \times 0,4 V_1^2}{\rho^2} = \frac{0,4 V_1^2 P}{g}$$

Si  $M'$  est le couple correspondant au braquage total des ailerons à la limite élastique et si  $M' > M$ , les efforts aérodynamiques venant du braquage d'ailerons sont à réduire dans le rapport  $M/M'$ .

c) Les coefficients forfaitaires du coup d'aileron ont été déterminés de manière que, pour les aérodynes de plus de 5 tonnes calculés à un coefficient  $3/2 n_1 = 5$ , on puisse braquer à fond les ailerons à une vitesse un peu supérieure à 75 % de la vitesse horizontale maximum (exactement 0,765  $V_0$ ) et ce, avec un coefficient de sécurité à rupture égal à 2,5.

d) En l'absence d'essais en soufflerie, on peut admettre pour des ailerons de 20 % de profondeur environ et de braquage  $\beta$  compris entre  $-20^\circ$  et  $+20^\circ$  une augmentation de portance  $\Delta C_x$  du profil d'aile dans la zone intéressée par l'aileron:  $\Delta C_x = 0,4 \beta^2/15$ , ce  $\Delta C_x$  étant appliqué à 55 % de la profondeur du profil

14,223

## 3° Détermination de la vitesse de sécurité par mauvais temps.

1) Pour la cellule, en principe, la vitesse de sécurité résulte de l'hypothèse, soit d'une rafale de 20 m/s; soit de l'action combinée d'une survitesse de 10 % d'une accélération de 2 g et d'une rafale de 10 m/s.

Les rafales sont supposées de direction quelconque et la limite élastique ne doit pas être dépassée, ni les 2/3 de la rupture.

Pour les empennages horizontaux et verticaux et le fuselage, la vitesse de sécurité est la vitesse à laquelle on peut braquer totalement les plans mobiles sans dépasser la limite élastique ni les 2/3 de la rupture.

Si la résistance des empennages est limitée, pour les conditions définies dans le règlement, cette vitesse de sécurité est la vitesse  $k_1 V_1$ .

2) Calcul pratique de la vitesse de sécurité (fig. 14,223).

a) Cellule. — Pour ce calcul, on utilise le diagramme dit de Volmerange.





Ce diagramme est une représentation de la vitesse en fonction de l'incidence en coordonnées polaires.

On trace d'abord la courbe de vitesse de régime en vol horizontal <sup>(1)</sup> à l'aide de la polaire de l'avion équilibré (courbe 1); on trace ensuite la courbe de vitesse à limite élastique obtenue en multipliant à chaque incidence, la vitesse de régime par  $\sqrt{n}$ ,  $n$  étant le facteur de charge tenu à la limite élastique (ou aux  $2/3$  de la rupture) pour l'incidence envisagée (courbe 2).

$n$  est égal à  $n_1$  coefficient de calcul de la première série de cas de la cellule pour les incidences supérieures à l'incidence du  $C_{11}$  et égal à  $n_2$  pour des incidences inférieures à celle du  $C_{12}$  s'il n'y a pas de surabondance.

Si à une incidence donnée, la voilure présente une marge  $N$  %, on multiplie le coefficient théorique de calcul par  $\sqrt{1 + N/100}$  pour avoir le coefficient réel  $n$  tenu.

*Première hypothèse* : On détermine le point A <sup>(1)</sup> de la courbe 1 centre d'un cercle tangent à la courbe 2, ne coupant en aucun point cette courbe et de rayon égal à 20 m/s; le rayon vecteur OA du point A donne la vitesse de sécurité pour une rafale de 20 m/s de direction quelconque.

*Deuxième hypothèse* : On trace la courbe 3 homothétique de la courbe 1 par rapport au point O avec un rapport d'homothétie égal à  $\sqrt{2}$ ; sur la courbe 3 on détermine un point B, centre d'un cercle tangent à la courbe 2, ne la coupant en aucun point et de rayon égal à 10 m/s; le rayon vecteur du point B réduit de 10 % donne la vitesse de sécurité correspondant à la 2<sup>e</sup> hypothèse.

b) *Empennages, fuselage*. — Si les empennages et le fuselage ont une marge de sécurité minimum de  $N$  %, on prend comme vitesse de sécurité la vitesse :

$$V_s = K_1 V_1 \sqrt{1 + \frac{N}{100}}$$

c) La vitesse de sécurité finalement adoptée est la plus faible des 3 vitesses déterminées comme il est indiqué ci-dessus.

#### 14,224 Conclusions aux calculs de la voilure.

##### 14,224.1 1<sup>o</sup> ESSAIS DE SOUFFLERIE :

Les essais de soufflerie minima indispensables pour un calcul complet de résistance sont les suivants :

- a) — Polaire d'aile complète;
- b) — Polaire d'avion complet avec empennage horizontal non braqué;
- c) — Stabilité longitudinale avec empennage horizontal non braqué à des centrages encadrant les centrages d'utilisation;
- d) — Stabilité longitudinale sans empennage à des centrages encadrant les centrages d'utilisation.

Pour étudier de façon précise l'effet des braquages d'ailerons et de dispositifs hypersustentateurs, il est nécessaire de plus de faire des essais en soufflerie sur des éléments à grande échelle entre panneaux.

Enfin d'autres essais (essais de profil, essais d'empennages, mesures de pression) permettent d'étudier avec plus de précision les caractéristiques aérodynamiques de certains éléments et la répartition en envergure des coefficients aérodynamiques.

##### 14,224.2 2<sup>o</sup> RÉCAPITULATION DES CALCULS DE LA VOILURE.

Les cas de calcul à envisager pour une voilure sont généralement les suivants :

(1) Pour le vol normal et pour le vol sur le dos.

a) Efforts de vol proprement dits :

1<sup>o</sup> 1<sup>re</sup> série de cas de calcul.

On trace la courbe des moments de torsion aérodynamiques et des moments de torsion totaux (seule tracée sur la fig. 14,221). Dans la région à accélération positive constante le maximum de torsion est soit au  $C_{z_1}$ , soit parfois au point correspondant au centre de poussée le plus en avant (point voisin du  $C_{z_M}$ ); dans la région à accélération négative constante, le maximum de torsion est très généralement au  $C_{z_2}$ .

Finalement pour les voilures en porte-à-faux à construction caisson, il y a généralement 3 cas à considérer :

- 1 — Cas  $C_{z_1}$  minimum négatif : maximum de charge sur la voilure vers le bas.
- 2 — Cas  $C_{z_1}$  maximum de charge de charge sur la voilure vers le haut et maximum de torsion venant des moteurs (1) dans le cas de moteurs dans l'aile.
- 3 — Cas  $C_{z_M}$  positif. Maximum de traînée.

Pour les ailes haubanées il faut considérer en plus le cas du  $C_{z_2}$  qui donne le maximum de compression dans les mâts avant.

2<sup>o</sup> Cas de calcul ailerons braqués.

Les 3 cas de calcul sont à examiner :

- 1 — Cas de braquage maximum d'aileron vers le bas;
- 2 — Cas de braquage maximum d'aileron vers le haut;
- 3 — Cas de braquage simultané des ailerons avec accélération angulaire (pour la liaison aile-fuselage et quelquefois pour la torsion de l'aile).

3<sup>o</sup> Cas de calcul dispositifs hypersustentateurs braqués :

Ce cas n'est généralement pas un cas de calcul aux efforts généraux pour les voilures en porte-à-faux.

b) Efforts à l'atterrissage et au décollage :

Les seuls à considérer pour le calcul de la voilure sont généralement :

- 1<sup>o</sup> Atterrissage piqué (ce n'est généralement pas un cas de calcul pour les monomoteurs).
  - 2<sup>o</sup> Atterrissage ripé et cheval de bois (pour la liaison train-voilure et voilure-fuselage).
  - 3<sup>o</sup> Atterrissage trois points (pour les monomoteurs à aile en porte-à-faux, ce cas de calcul donne très généralement le maximum de couple de torsion dans la région située entre le train (2) et le fuselage).
- .....

e) Appareil délesté :

Tous les calculs précédents sont à faire d'abord au poids total. Généralement les seuls cas à reprendre appareil délesté sont les suivants :

- 1<sup>o</sup> Cas  $C_{z_1}$  1<sup>re</sup> série de cas de calcul;
- 2<sup>o</sup> Cas  $C_{z_2}$  1<sup>re</sup> série (seulement pour les voilures haubanées).
- 3<sup>o</sup> Braquage maximum d'aileron vers le bas.

(1) Pour avoir le maximum de torsion venant des moteurs, il faut prendre l'appareil délesté.  
 (2) Lorsque celui-ci est porté, par la voilure, bien entendu.



4,23

## ARTICLE III

Calcul des empennages et du fuselage.4,23<sup>1</sup>1° *Calcul des empennages horizontaux pour les charges d'équilibres (1<sup>er</sup> cas).*

Les efforts d'équilibre sur les empennages sont calculés en tenant compte non seulement des efforts aérodynamiques sur l'aile mais aussi des efforts aérodynamiques sur les autres éléments de l'appareil (fuselage, bâti-moteur, etc...). On part pour cela des courbes de stabilité longitudinale sans empennage en soufflerie obtenues pour des centrages encadrant les centrages limites d'utilisation.

Pour la plupart des aérodynes, le maximum d'effort d'équilibre se produit vers le bas au  $C_{23}$  pour le *centrage arrière de l'aérodyne*, avec les poids au coefficient  $-0,4 n_1$  en sens inverse de la charge aérodynamique.

.....

4,23<sup>2</sup>7° *Récapitulation des cas de calcul des empennages horizontaux.*

Les empennages horizontaux sont finalement à vérifier aux cas de charges suivants :

- a) Charges d'équilibre : cas 1°, généralement un seul cas à envisager, équilibre au  $C_{23}$  avec centrage arrière (charge calculée avec les courbes de stabilité sans empennages).
- b) Charges de manœuvres : cas 2°; les 3 cas suivants sont théoriquement à étudier :
  - 1° Braquage maximum vers le haut, accélération normale correspondant au maximum de la charge d'équilibre vers le bas, accélération angulaire correspondant à la différence entre la charge forfaitaire et la charge d'équilibre.
  - 2° Braquage maximum vers le bas, même hypothèse.  
 Dans le cas d'empennages à résistance symétrique, ces 2 cas et le cas 1° se réduisent généralement à un seul.
  - 3° Portance nulle de l'empennage, cas de calcul du plan fixe en torsion et généralement cas de calcul du plan mobile.
- c) Charges dissymétriques, cas 5°.
- d) Dans le cas des empennages bi-dérives, cas de calcul des empennages verticaux (cas 2° et 4°) et cas de charges simultanées sur les empennages verticaux et horizontaux (cas 3°).
- e) Ces cas de calcul sont à revoir aérodyne délesté; dans le cas des aérodynes de poids compris entre 1 et 5 tonnes, le coefficient de calcul augmente et par conséquent les charges forfaitaires d'empennages aussi, quand l'aérodyne se déleste. De toute façon, même si les charges d'empennages restent constantes, les masses intérieures au fuselages changent et aussi les coefficients d'accélération.

14,233

8° *Récapitulation des cas de calcul des empennages verticaux.*

La résistance des empennages verticaux étant généralement symétrique, il n'y a que 2 cas à examiner (et tous 2, généralement aérodyne délesté) :

- a) Celui des cas 2° et 4° donnant le maximum de charge sur l'empennage vertical : ce cas est le cas de calcul en flexion de la dérive et parfois le cas de calcul du plan mobile.
- b) Le cas de portance nulle de charge de manœuvre (cas 2°); ce cas est le cas

de calcul de la dérive en torsion et généralement le cas de calcul du plan mobile.

La liaison éventuelle à l'empennage horizontal est aussi à vérifier au cas 6°.

.....

14,234

10° *Récapitulation des cas de calcul du fuselage.*

Les cas de calcul d'un fuselage sont généralement :

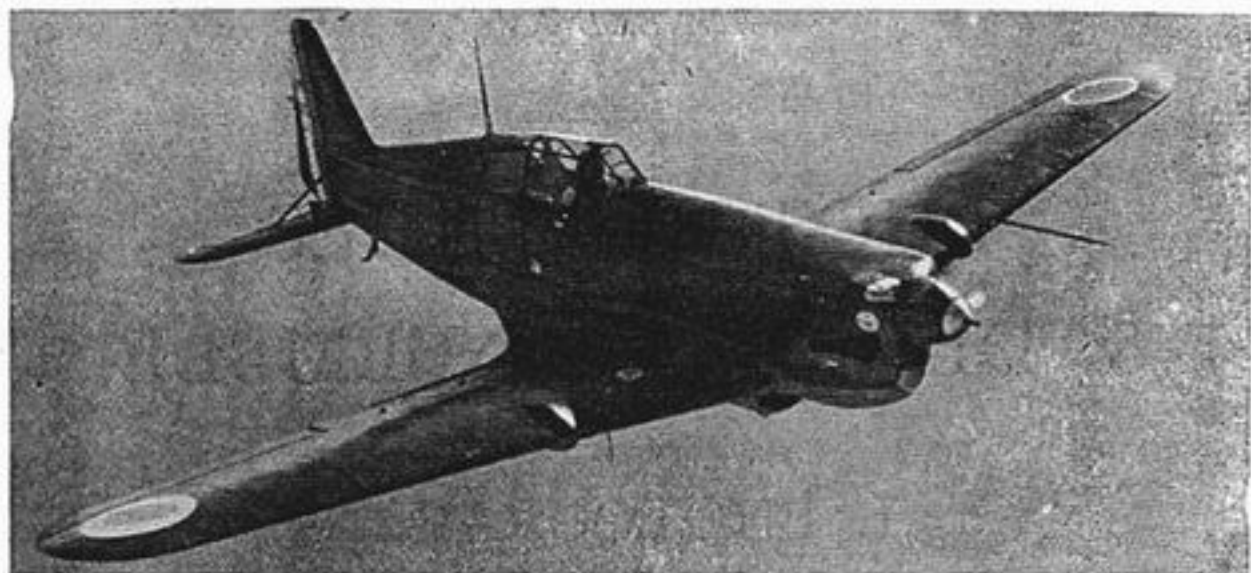
- a) Charges d'équilibre des empennages horizontaux (cas 1° de l'article III) :
- 1° Maximum de charge sur empennages horizontaux : généralement charge d'équilibre au  $C_{21}$ , poids au coefficient —  $0,4 n_1$ , *centrage arrière*.
  - 2° Maximum d'accélération normale vers le bas : charge d'équilibre vers le haut ou maximum vers le bas (si, dans la zone d'accélération maximum, il y a des charges d'équilibre vers le bas); le cas de calcul est généralement le cas du  $C_{21}$ , avec *centrage avant*.
- b) Charges de manœuvre sur empennage horizontal.
- 1° Charge forfaitaire vers le haut, compte tenu des accélérations normales et angulaires définies à l'article III, 2°).
  - 2° Charge forfaitaire vers le bas, compte tenu des accélérations normales et angulaires définies à l'article III, 2°).
- c) Charge forfaitaire sur empennages verticaux, Article III, 2°).
- d)  $3/4$  des efforts combinés sur empennages horizontaux pour la liaison empennage fuselage et quelquefois pour le fuselage lui-même.
- f) Eventuellement, efforts aux cas d'atterrissages et d'amérissages, en particulier efforts à l'atterrissage en ligne de vol (pour les aérodynes ayant des masses importantes dans le fuselage), efforts venant de la béquille ou de la roue de queue, etc... Le cas d'atterrissage en ligne de vol peut être un cas de calcul en flexion du fuselage et le cas d'effort latéral sur la roue de queue un cas de calcul en flexion latérale et torsion du fuselage.
- .....

# PHOTOGRAPHIES & DESSINS D'ENSEMBLE

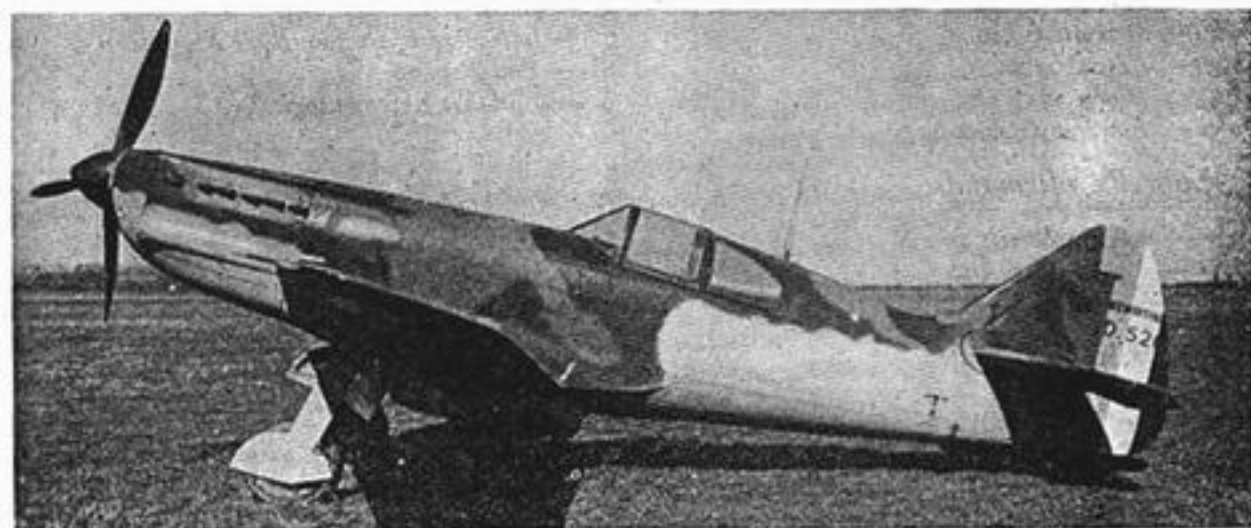
## 15,1. PHOTOGRAPHIES

- 15,11 Appareils français.
- |                          |   |
|--------------------------|---|
| 1 — Morane-Saulnier 406  | 6 — Bloch 161                           |
| 2 — Dewoitine 520        | 7 — Latécoère 631 « Lionel de Marmier » |
| 3 — Potex 63/11          | 8 — Sud-Est 200                         |
| 4 — Bloch 175            | 9 — Sud-Est 700 (autogire)              |
| 5 — Lioré et Olivier 451 |   |
- 15,12 Appareils allemands.
- |                          |                          |
|--------------------------|--------------------------|
| 10 — Messerschmitt 109 E | 13 — Messerschmitt 110 C |
| 11 — Focke-Wulf 190      | 14 — Heinkel 111 C       |
| 12 — Junkers 88          | 15 — Dornier 217         |
- 15,13 Appareils américains.
- |   |  |
|---|--|
| 16 — Curtiss « Hawk » 75 A                | 22 — Boeing B 17 E « Flying Fortress » |
| 17 — Bell P 39 « Airacobra »              | 23 — Consolidated B 24 « Liberator »   |
| 18 — Republic P 47 « Thunderbolt »        | 24 — Douglas B 19                      |
| 19 — Lockheed P 38 « Lightning »          | 25 — Lockheed 14                       |
| 20 — Douglas DB 7                         | 26 — Lockheed C 69 « Constellation »   |
| 21 — Glenn Martin B. 26 B « Marauder II » | 27 — Boeing 314 « Clipper »            |
- 15,14 Appareils britanniques.
- |   |   |
|---|---|
| 28 — Hawker « Hurricane » II D (version anti-chars) | 31 — Bristol « Beaufighter »                                |
| 29 — Vickers-Supermarine « Spitfire » V             | 32 — de Havilland DH 98 « Mosquito » (version bombardement) |
| 30 — Hawker « Typhoon » I B                         | 33 — Short « Stirling »                                     |
- 15,15 Appareils japonais.
- 34 — Mitsubishi S. OO
- 15,16 Appareils russes.
- 35 — Lagg 3
- 36 — Petliakov PE 2
- 15,17 Construction-Fabrication.
- |   |   |
|---|---|
| 37 — Voilure du Morane-Saulnier 406 (structure) | 43 — Cadre moulé pour Bréguet 691-693   |
| 38 — » » » » »                                  | 44 — Cadre rivé pour Bréguet 691-693    |
| 39 — » » » » »                                  | 45 — Bord d'attaque Dewoitine           |
| 40 — Coque Messerschmitt 109                    | 46 — Outillage de coque Amiot 351-354   |
| 41 — Coque Morane-Saulnier 470                  | 47 — Outillage de voilure Amiot 351-354 |
| 42 — Nervure par procédé Guérin                 |   |





1. — MONOPLACE DE CHASSE MORANE-SAULNIER 406  
1 moteur Hispano-Suiza 12 Y-31



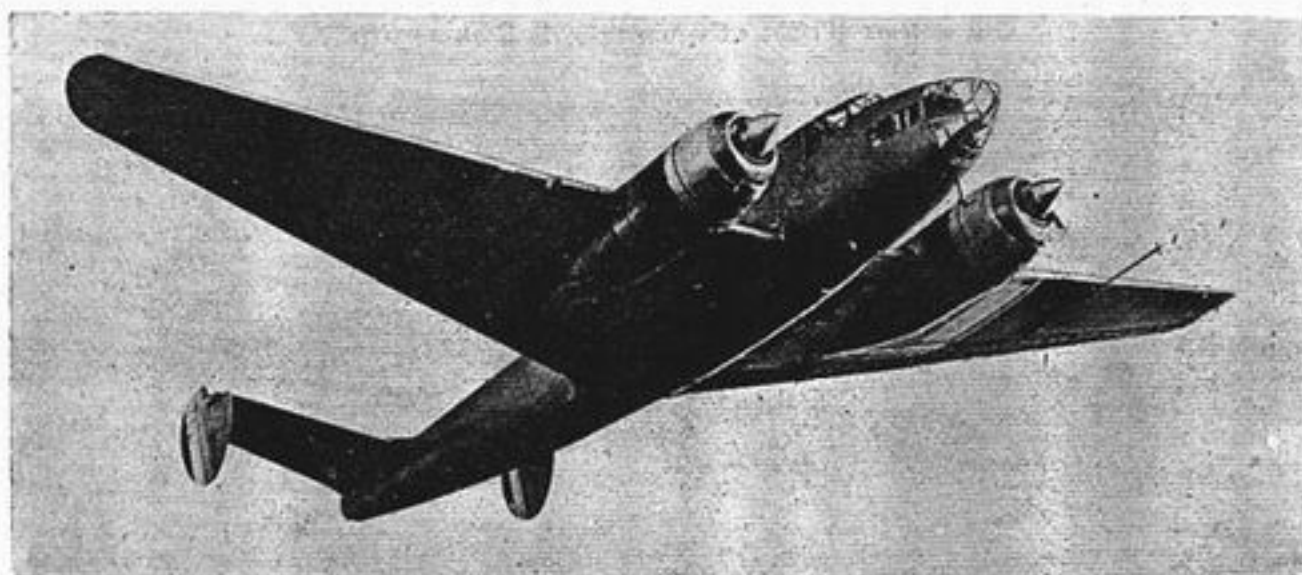
2. — MONOPLACE DE CHASSE DEWOITINE 520  
1 moteur Hispano-Suiza 12 Y-45



3. — TRIPLACE DE RECONNAISSANCE POTEZ 63/11  
2 moteurs Gnome-Rhône 14 M



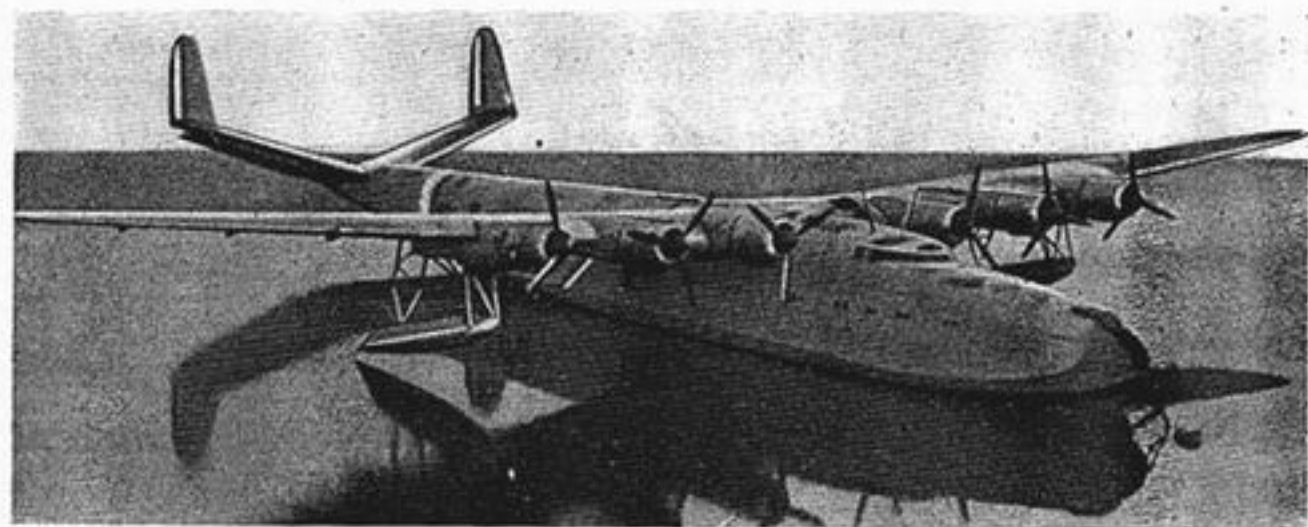
4. — TRIPLACE DE RECONNAISSANCE ET BOMBARDEMENT BLOCH 175  
2 moteurs Gnome-Rhône 14 N 48-49



5. — BOMBARDIER BIMOTEUR LIORÉ ET OLIVIER 451  
2 moteurs Gnome-Rhône 14 N 48-49



6. — QUADRIMOTEUR DE TRANSPORT BLOCH 161 "LANGUEDOC"  
4 moteurs Gnome-Rhône 14 N 44-45



7. — HYDRAVION TRANSATLANTIQUE LATÉCOÈRE 631 "Lionel de Marnier"  
6 moteurs Wright « Cyclone 14 » A5 B ou 14 BB,

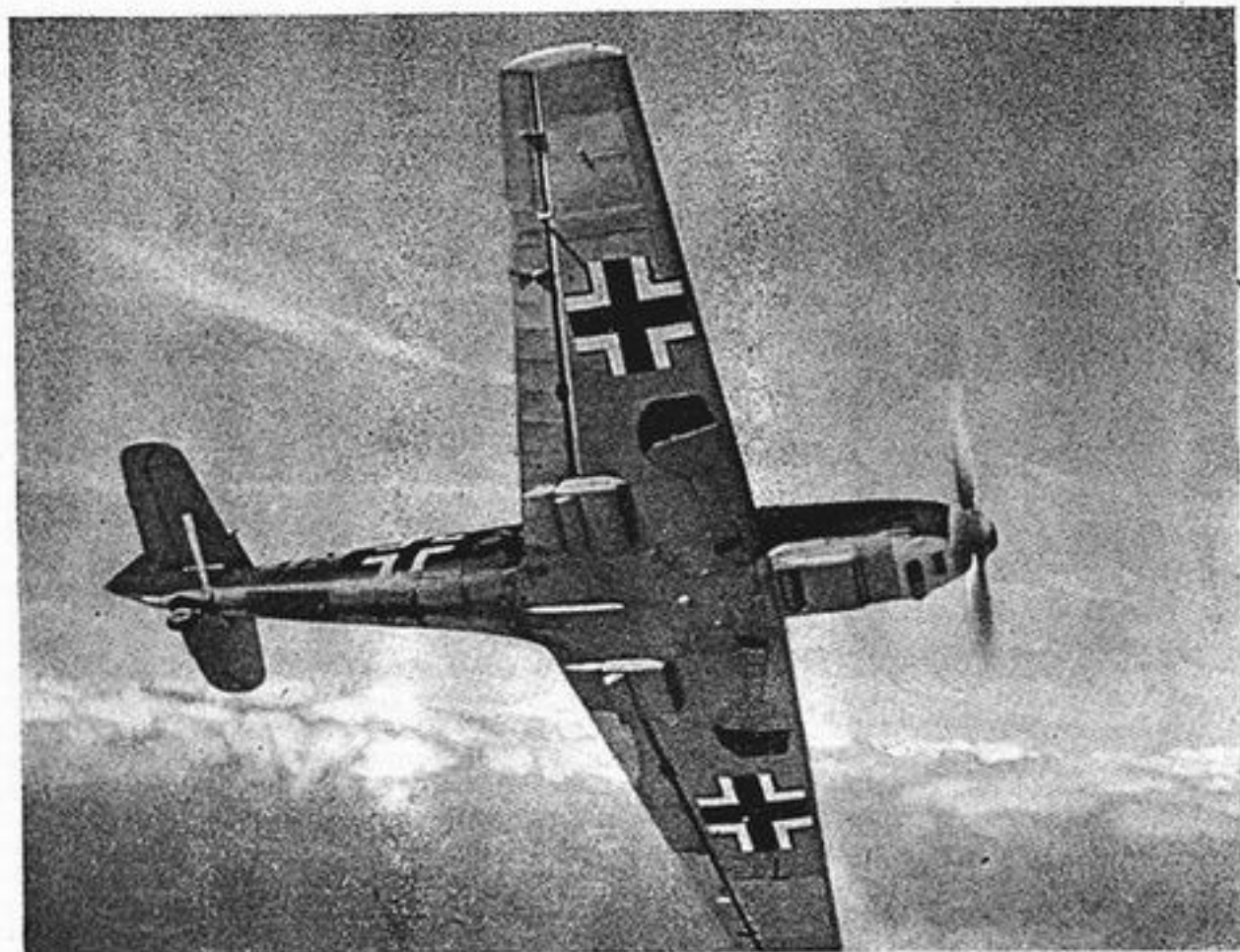


8. — HYDRAVION TRANSATLANTIQUE SNCA-SE 200  
6 moteurs Wright « Cyclone 14 » A5 B ou Gnome-Rhône 14 R.

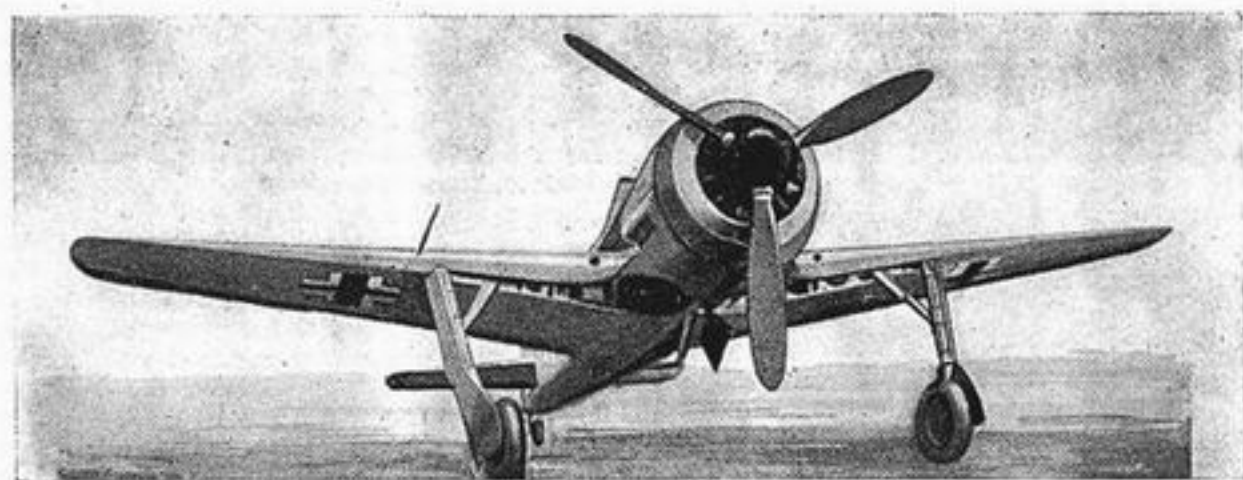


9. — AUTOGIRE PROTOTYPE SNCA-SE 700  
1 moteur Béarn 6 D 3

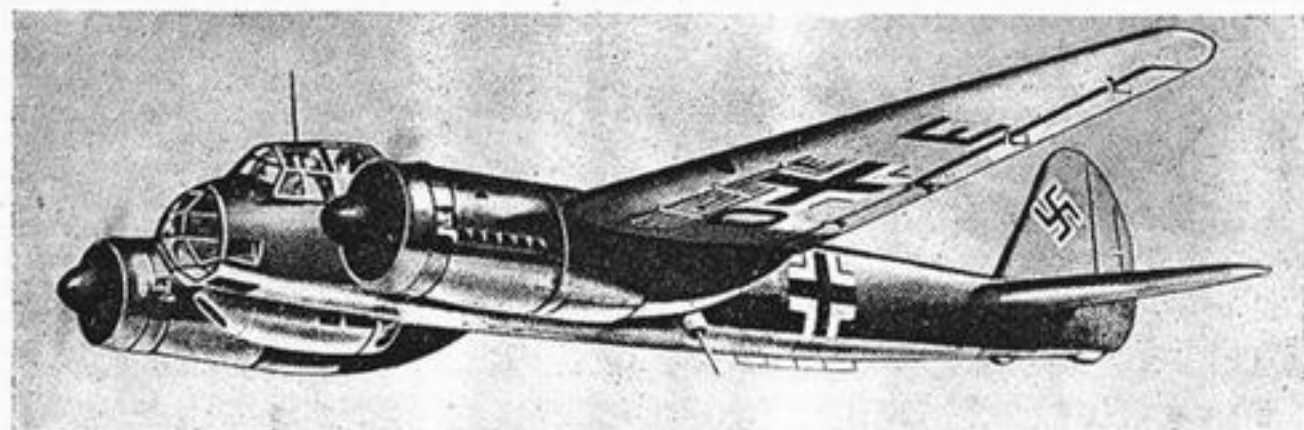




10. — MONOPLACE DE CHASSE MESSERSCHMITT 109 E  
1 moteur Daimler-Benz DB 601 A



11. — MONOPLACE DE CHASSE FOCKE-WULF 190  
1 moteur BMW 801 A



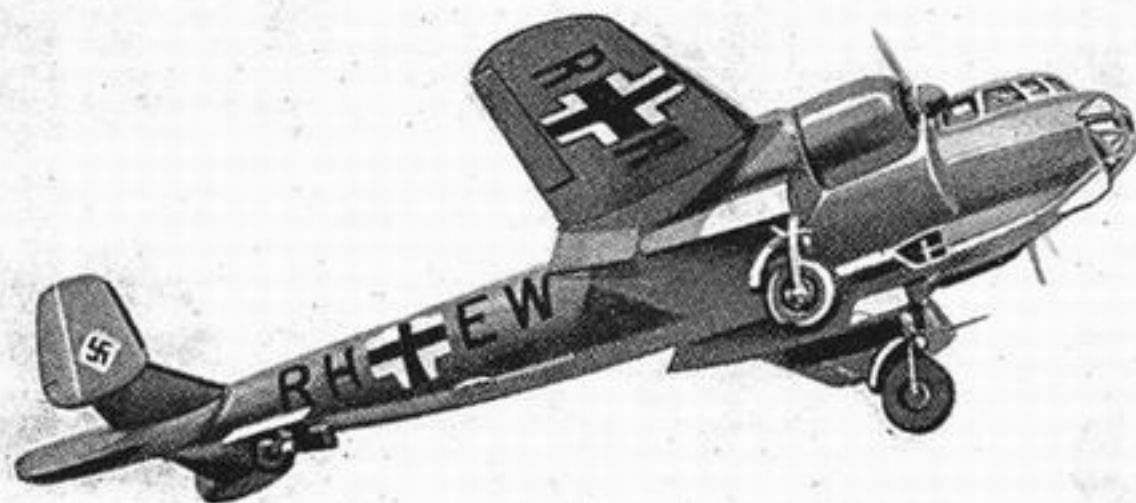
12. — BOMBARDIER EN PIQUÉ BIMOTEUR JUNKERS 88  
2 moteurs Jumo 211



13. — MULTIPLACE DE CHASSE-DESTROYER MESSERSCHMITT 110 C  
2 moteurs Daimler-Benz DB 601 F



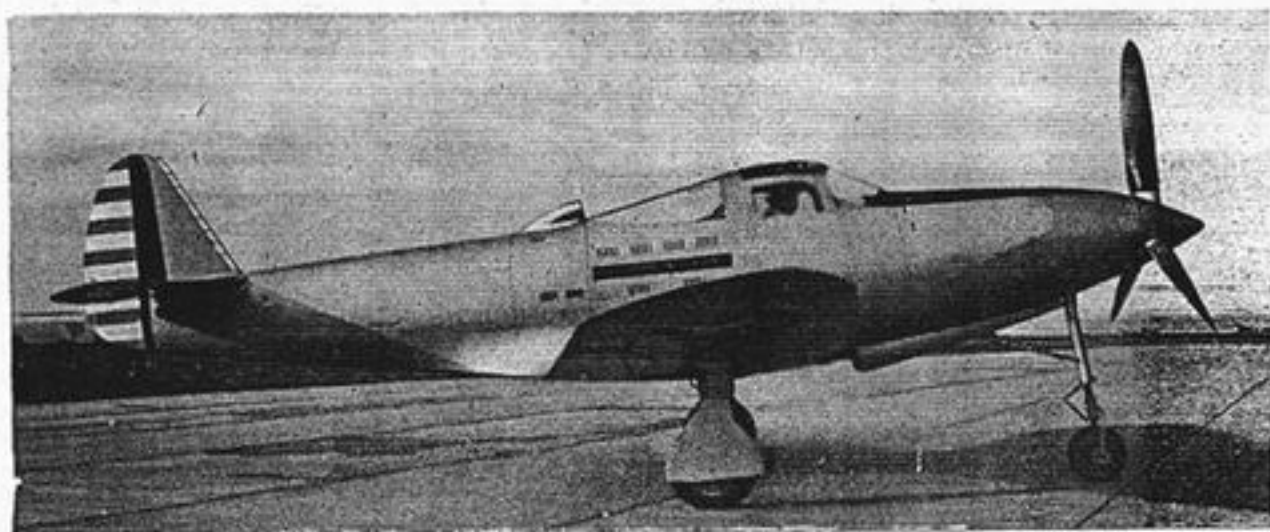
14. — BOMBARDIER BIMOTEUR HEINKEL 111 K  
2 moteurs Daimler-Benz DB 601 (ou Junko 211)



15 — BOMBARDIER EN PIQUÉ BIMOTEUR DORNIER 217.  
2 moteurs BMW 801 A



16. — MONOPLACE DE CHASSE CURTISS « HAWK » 75 A (ou P. 36)  
1 moteur Pratt et Whitney « Twin Wasp » R. 1830 SC 3 G

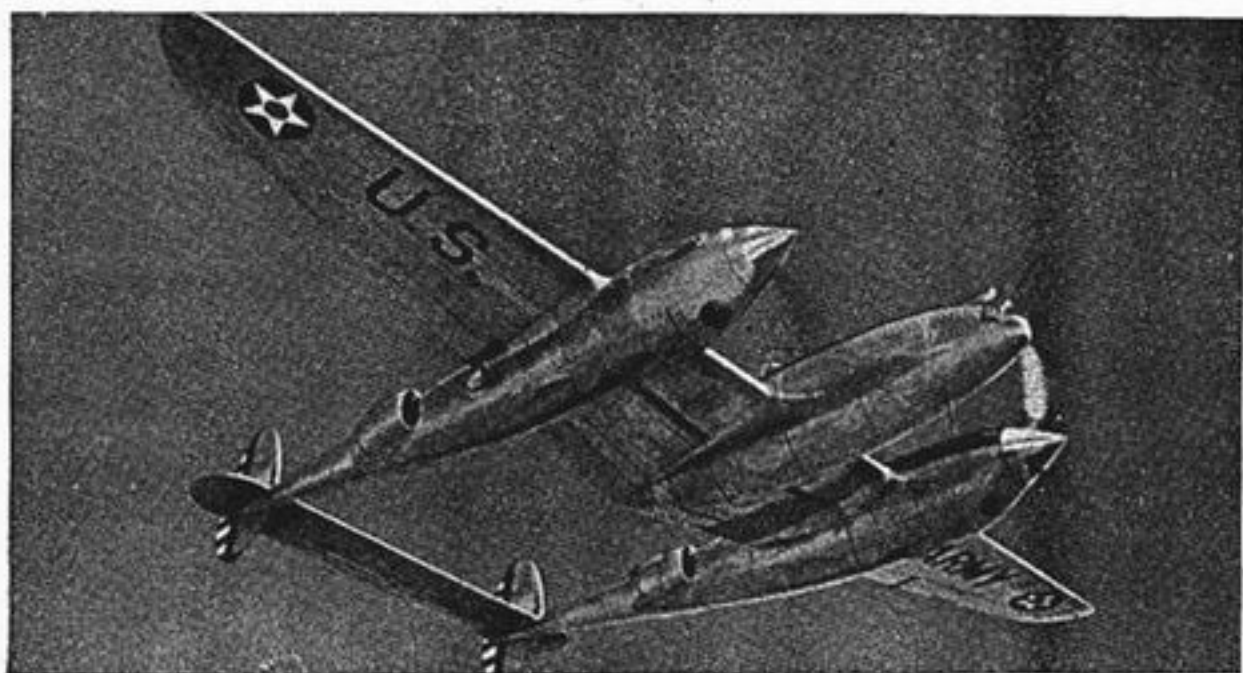


17. — MONOPLACE DE CHASSE BELL P. 39 « AIRACOBRA »  
1 moteur Allison V 1710



18. — MONOPLACE DE CHASSE REPUBLIC P. 47 « THUNDERBOLT »  
1 moteur Pratt et Whitney « Double Wasp » R 2800





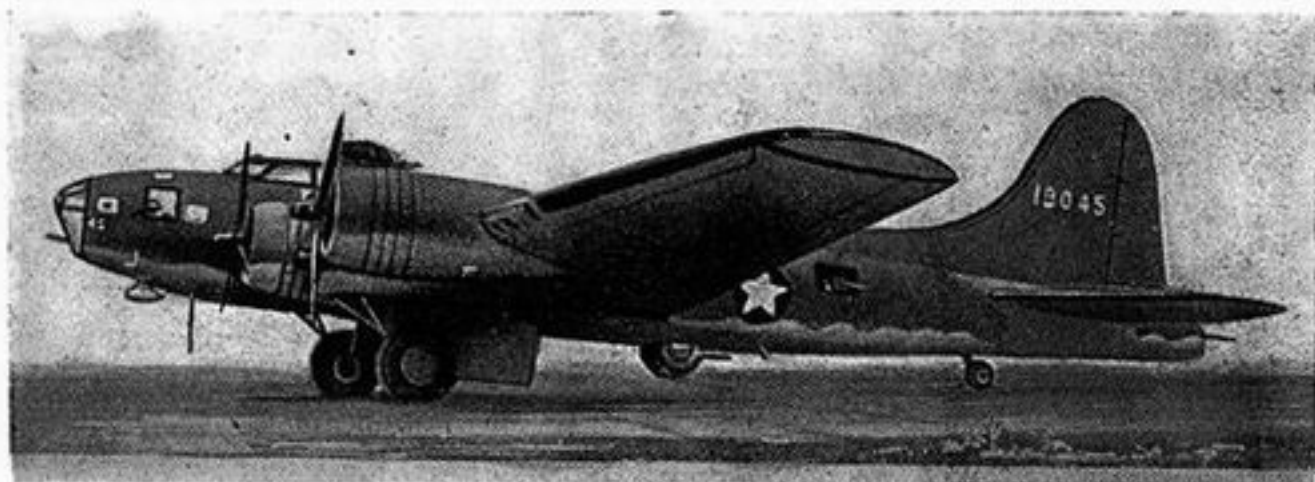
19. — BIMOTEUR MONOPLACE DE CHASSE LOCKHEED P. 38 « LIGHTNING »  
2 moteurs Allison V 1710



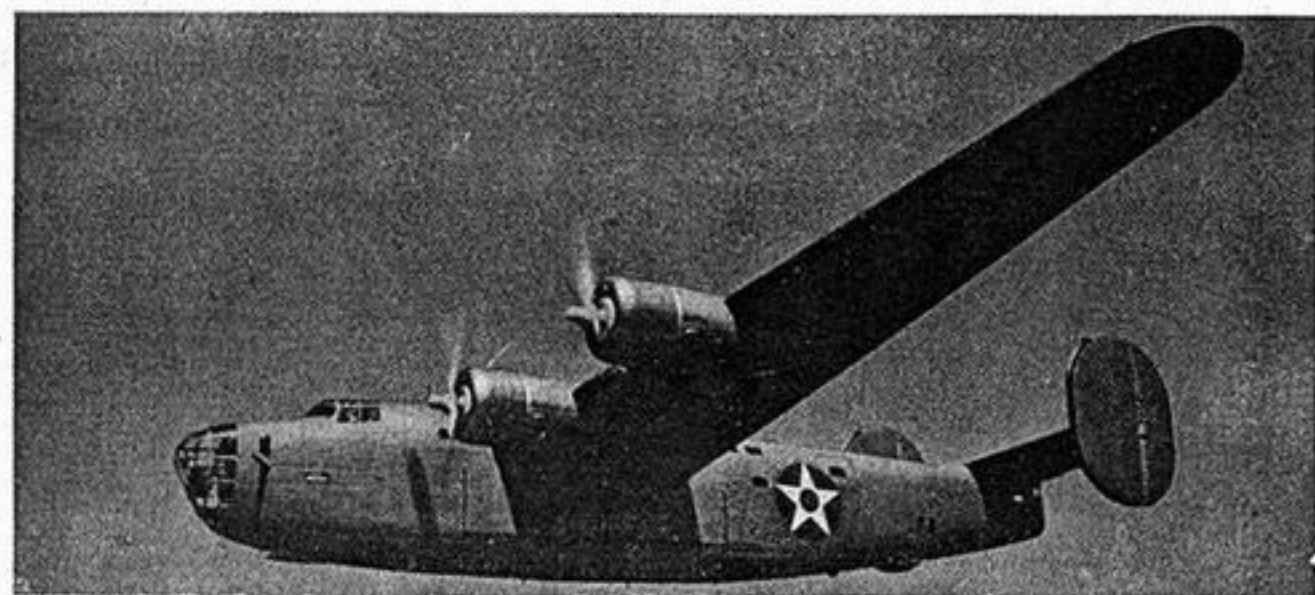
20. — BOMBARDIER BIMOTEUR LÉGER DOUGLAS D B 7  
2 moteurs Pratt et Whitney « Twin Wasp » R. 1830 S C 3 G



21. — BOMBARDIER BIMOTEUR GLENN L. MARTIN B 26 B « MARAUDER II »  
2 moteurs Pratt et Whitney « Double Wasp » R. 2800



22. — BOMBARDIER QUADRIMOTEUR BOEING B 17 E « FLYING FORTRESS »  
4 moteurs Wright « Cyclone 14 » GR 2600

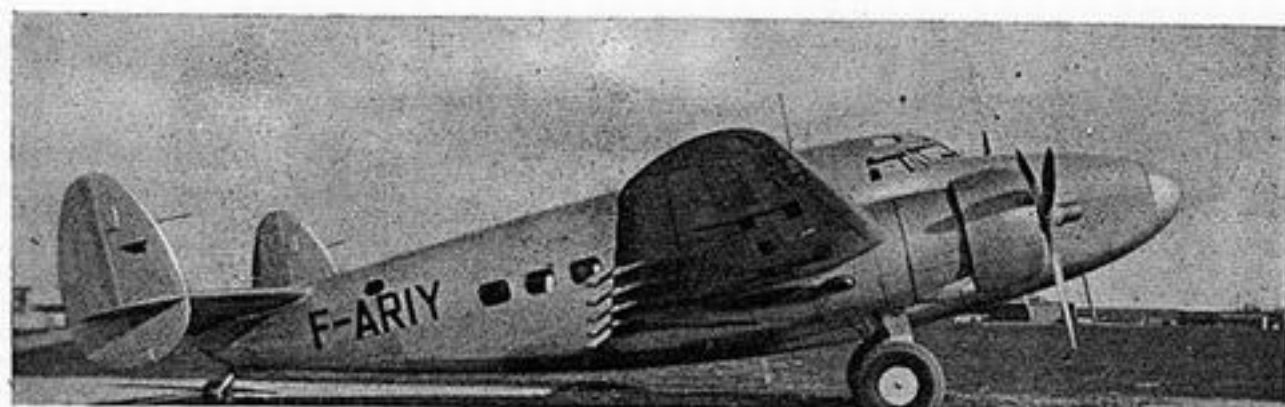


23. — BOMBARDIER QUADRIMOTEUR CONSOLIDATED « LIBERATOR » B 24  
4 moteurs Pratt et Whitney « Twin Wasp » R 1830



24. — BOMBARDIER QUADRIMOTEUR DOUGLAS B 19  
4 moteurs Wright « Cyclone 18 » GR 3350

## 15,13 APPAREILS AMÉRICAINS (suite)



25. — BIMOTEUR DE TRANSPORT LOCKHEED 14  
2 moteurs Pratt et Whitney « Hornet »



26. — QUADRIMOTEUR DE TRANSPORT LOCKHEED « CONSTELLATION »  
4 moteurs Wright « Cyclone 18 » GR 3350

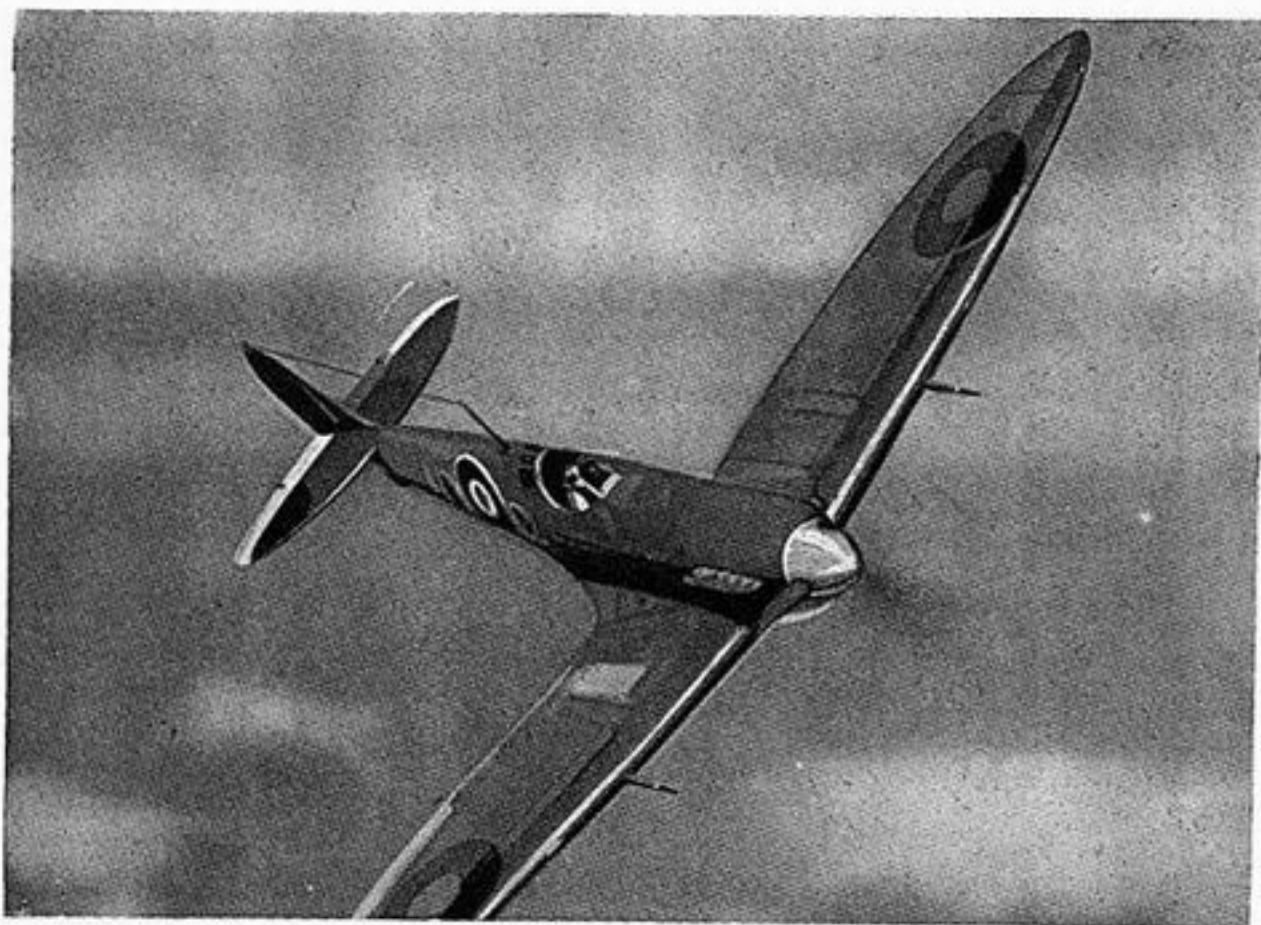


27. — HYDRAVION TRANSATLANTIQUE BOEING 314 « CLIPPER »  
4 moteurs Wright « Cyclone 14 » GR 2600-709 C — 14 AC1





28. — MONOPLANE DE CHASSE HAWKER « HURRICANE » II D (version anti-chars)  
1 moteur Rolls-Royce « Merlin » XX

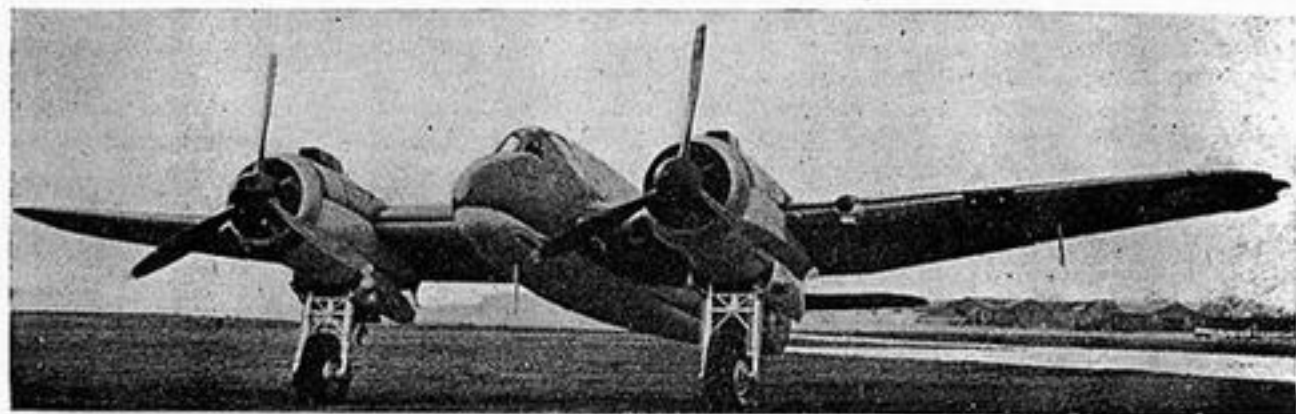


29. — MONOPLANE DE CHASSE VICKERS-SUPERMARINE « SPITFIRE » V  
1 moteur Rolls-Royce « Merlin » 45

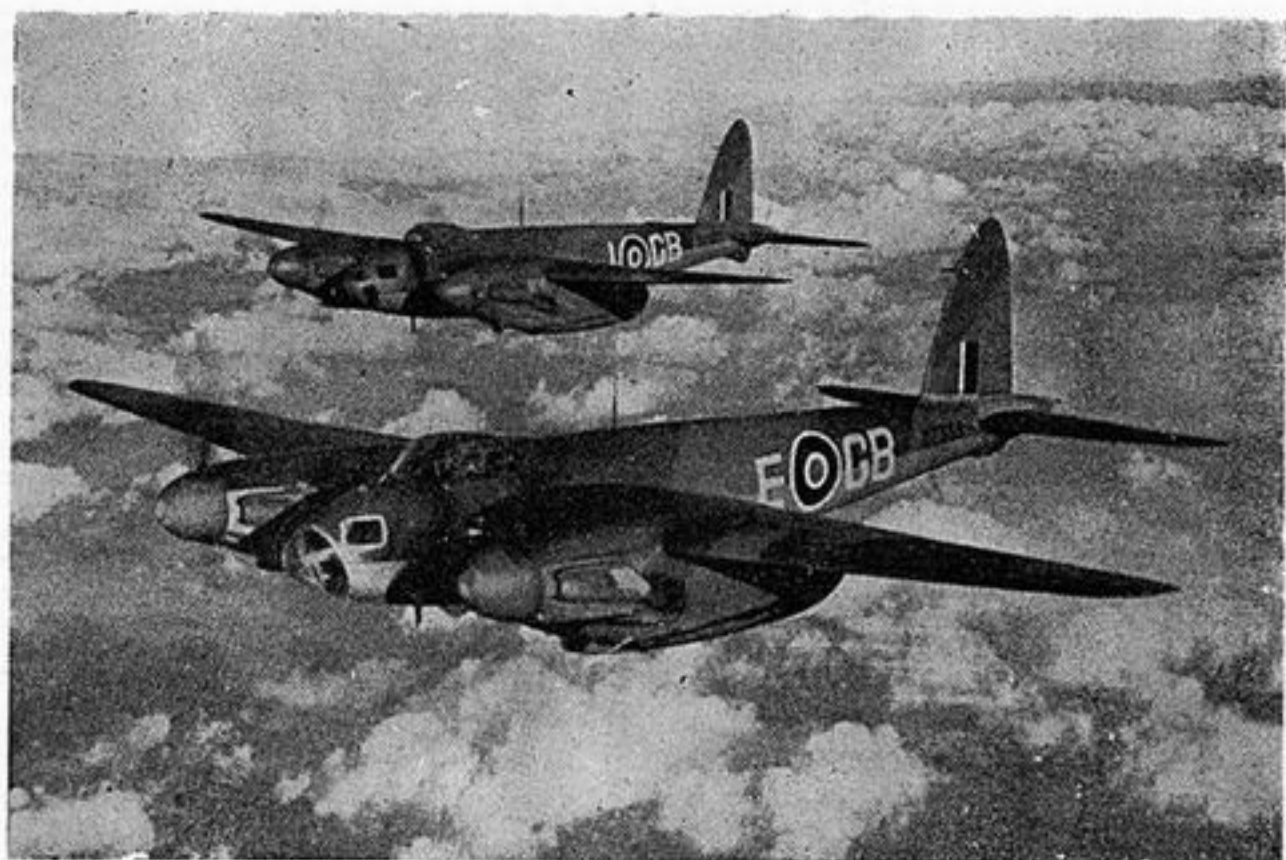


30. — MONOPLANE DE CHASSE HAWKER « TYPHOON » IB  
1 moteur Napier « Sabre » (24 cyl. en H)

## 15,14. — APPAREILS BRITANNIQUES (suite)



31. — BIMOTEUR BIPLACE DE CHASSE BRISTOL « BEAUFIGHTER »  
2 moteurs Bristol « Hercules » sans soupapes



32. — BOMBARDIER BIMOTEUR LÉGER DE HAVILLAND « MOSQUITO »  
2 moteurs Rolls Royce « Merlin » 61

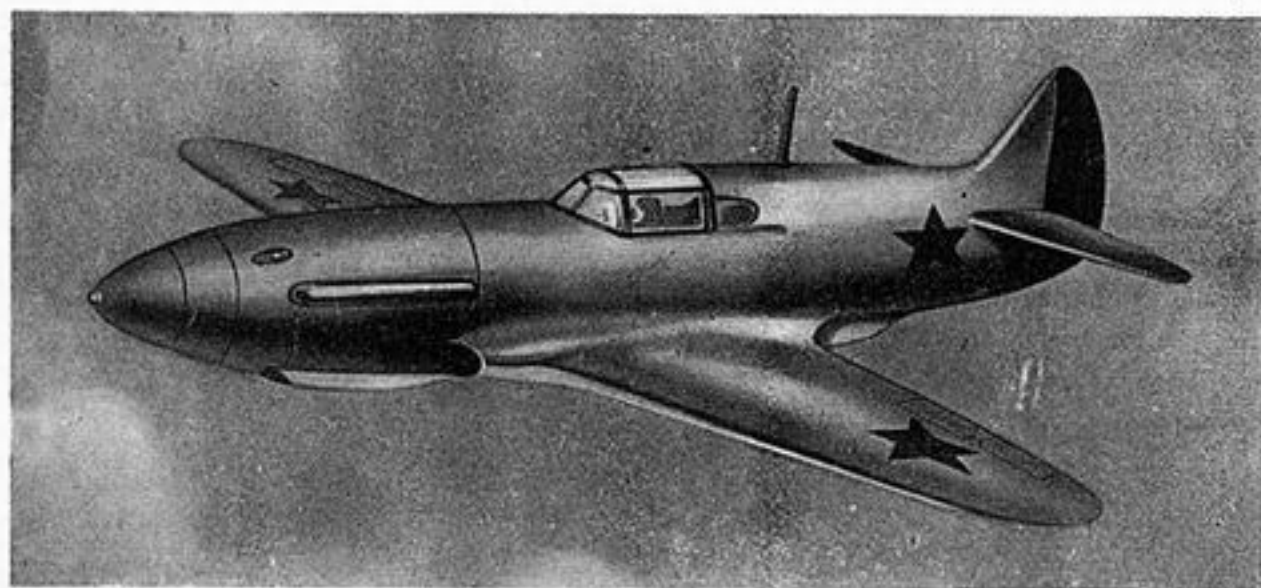


33. — BOMBARDIER QUADRIMOTEUR SHORT « STIRLING »  
4 moteurs Bristol « Hercules » (un Vickers-Supermarine « Spitfire » sous l'aile donne l'échelle)



34. — MONOPLACE DE CHASSE MITSUBISHI S-03  
1 moteur Mitsubishi « Kinsei »

15,16. — APPAREILS RUSSES



35. — MONOPLACE DE CHASSE LAGG 3  
1 moteur M 105 P

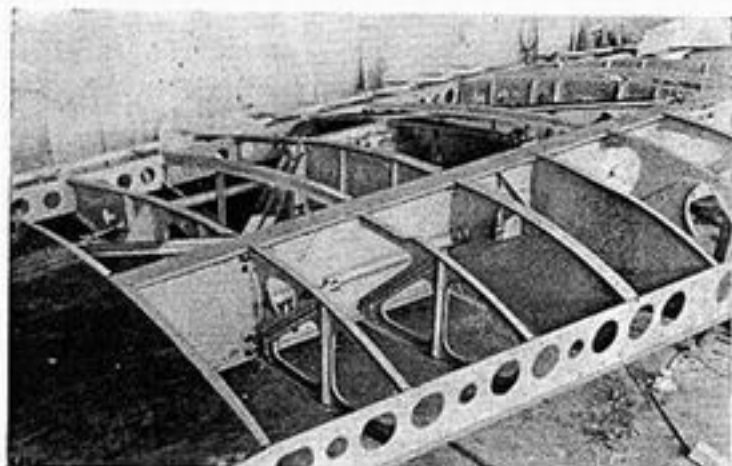


36. — BOMBARDIER BIMOTEUR LÉGER PETLIAKOV P E 2  
2 moteurs M 105 R



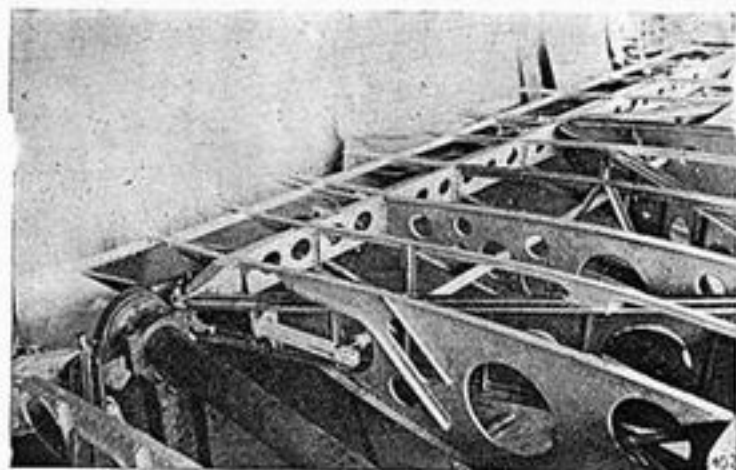
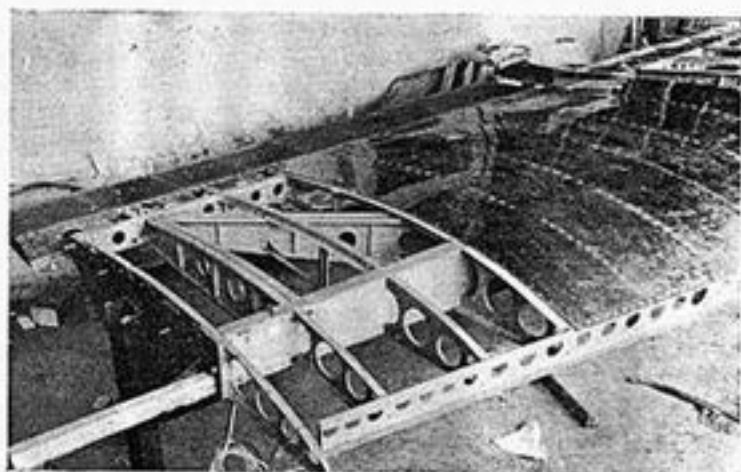
## 15,17 — CONSTRUCTION - FABRICATION

## VOILURE DU MORANE-SAULNIER 406

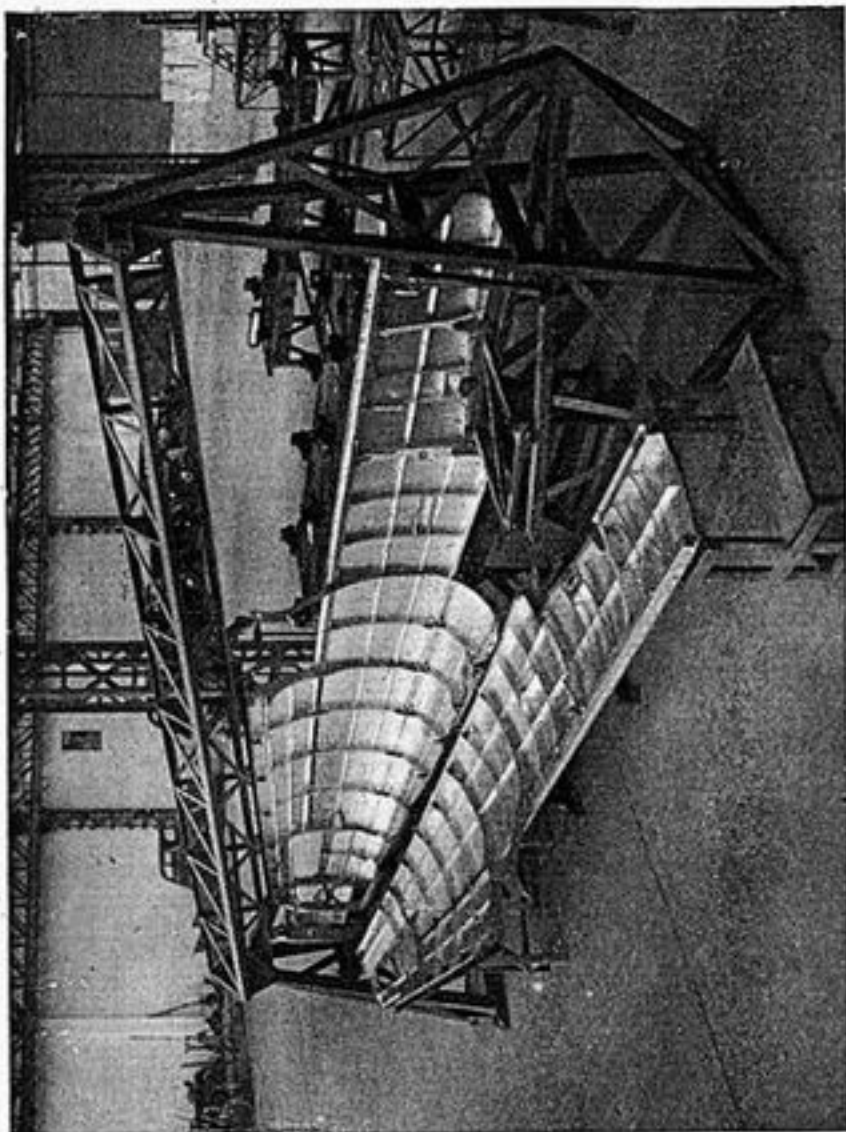


37. — Remarquer en arrière du longeron les nervures-maitresses en acier inoxydable soudé. Celles qui sont perpendiculaires à l'envergure (une seule visible sur la photo) sont au profil; celles qui sont obliques ont des semelles rectilignes enjambées par des lisses légères rétablissant le profil.

38. — Extrémité d'aile. Remarquer le revêtement en « Plymax » (contreplaqué mixte bois-aluminium, ce dernier à l'extérieur), fixé par un rivetage spécial à embrèvement large rempli par une petite coupelle de métal.



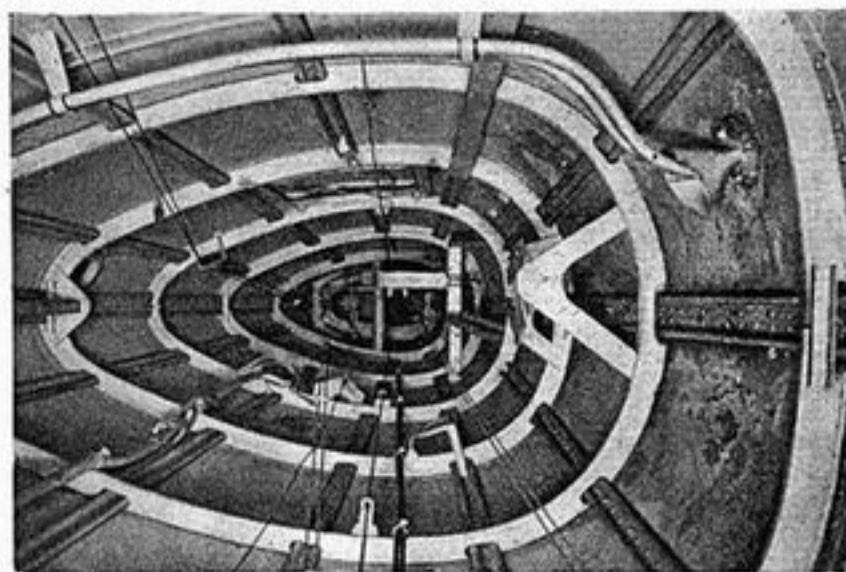
39. — Emplanture. Remarquer l'attache arrière au fuselage, par où se transmet la torsion de l'aile.



41. — MORANE-SAULNIER 470

Coque en 3 panneaux en alliage léger soudé électriquement par points.

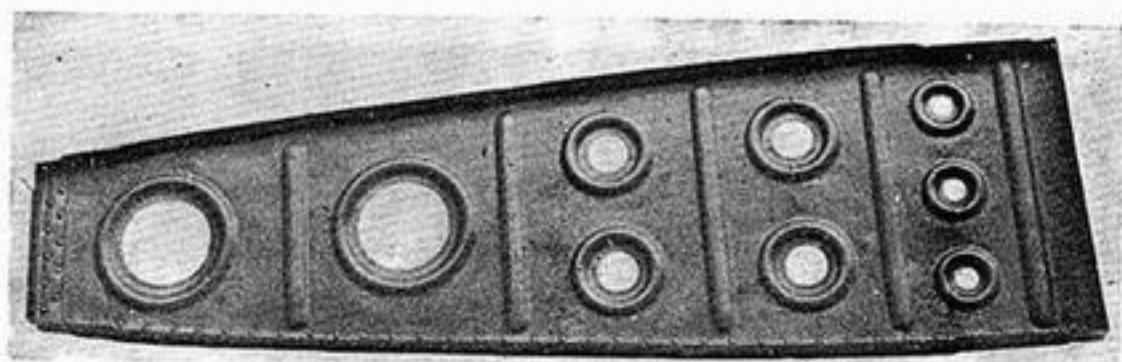
*(Remarquer l'outillage d'assemblage pour prototype, démontable pour le démoulage de la coque terminée.)*



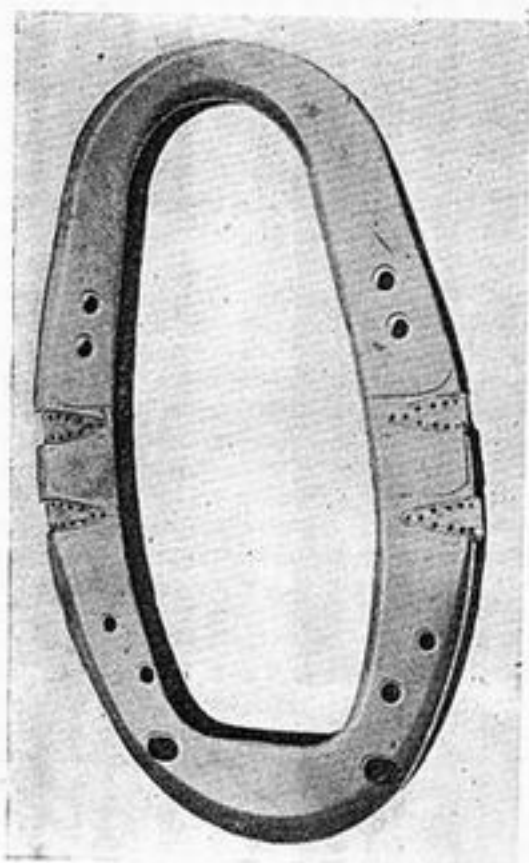
40. — MESSERSCHMITT 109

Vue intérieure de la coque.

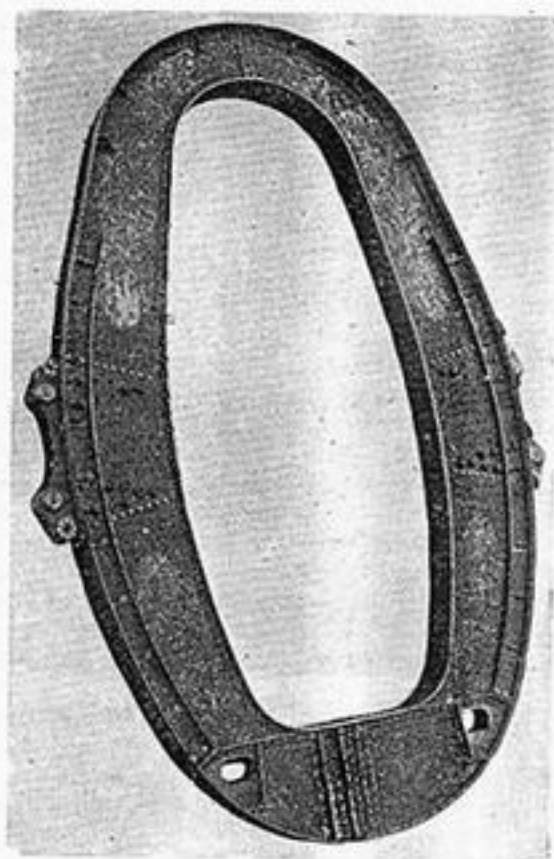
*(Remarquer en haut et en bas la double ligne de rivetage, indiquant la construction en demi-coquilles.)*



42. — Nervure découpée et raidie à la presse par le procédé Guérin.

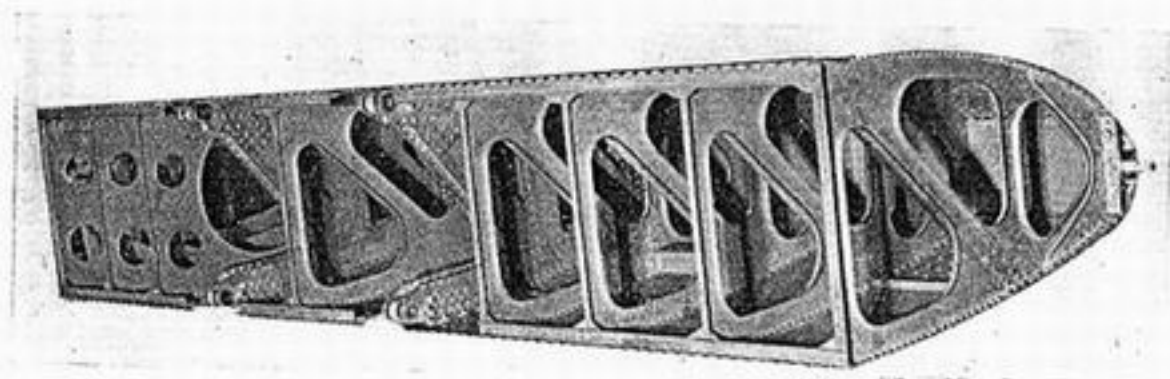


43. — En alliage W 41 moulé.



44. — En acier spécial rivé.

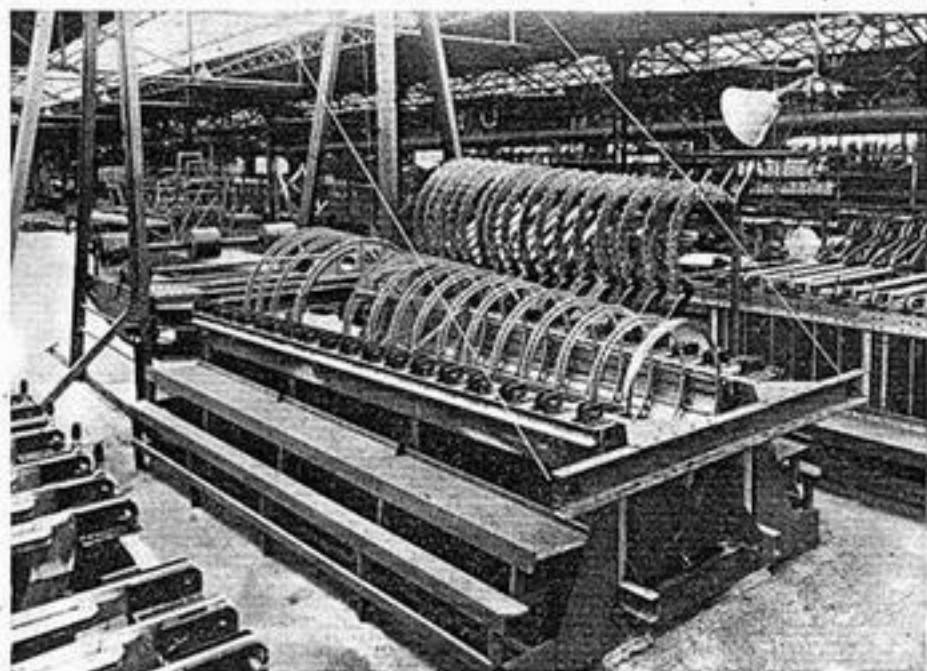
CADRE PRINCIPAL ARRIÈRE DE FUSELAGE DU BRÉGUET 691-693



45. — Caisson du bord d'attaque d'un avion Dewoitine.

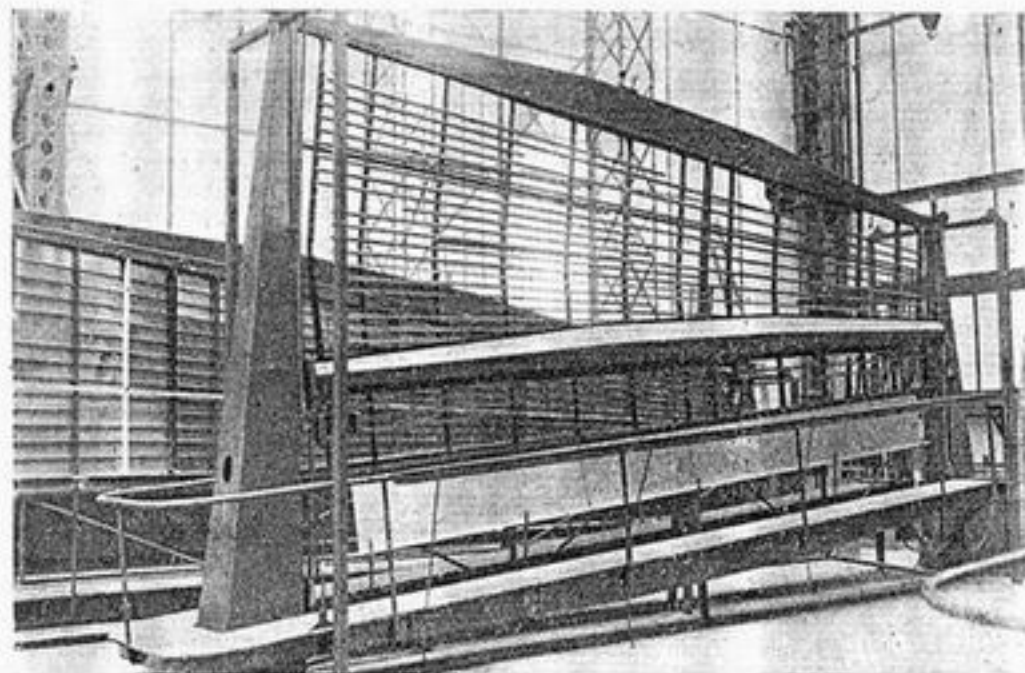


## OUTILLAGE DE FABRICATION EN SÉRIE DE L'AMIOT 351-354



46. — Bâti d'assemblage de coque (ronçon III, déve'oppab'e).

*Après épinglage, le bâti se dresse verticalement (les contrepoids qui figurent à l'arrière-plan basculent dans une fosse) pour permettre le rivetage aisé par un homme debout sur un ascenseur à l'intérieur de la « tour » constituée par le tronçon de coque vertical.*



47. — Bâti d'assemblage du revêtement de voilure.

*Remarquer la passerelle supportant les riveurs, susceptible de s'élever comme un ascenseur (elle est ici en position basse).*

## 15,2 - DESSINS D'ENSEMBLE D'APPAREILS DIVERS

### 15,20 - CLASSEMENT DES APPAREILS PRÉSENTÉS

15,201

Les vues d'ensemble selon 3 projections, qui vont être données ci-après, sont présentées dans l'ordre alphabétique pur et simple afin de faciliter la recherche rapide d'un appareil donné.

Cependant, en vue de permettre l'exploitation de cette documentation graphique pour des regroupements techniques analogues à ceux qui font l'objet du tableau donné en 9.3, il a semblé utile de classer aussi ces mêmes appareils en quelques grandes catégories analogues à celles prises pour base du tableau précité.

Un tel partage est forcément artificiel, surtout pour les catégories militaires qui souvent se chevauchent, un même appareil pouvant être employé à plusieurs missions, ainsi que nous l'avons vu en 2,121. Pour cette raison, la liste par catégories comporte des répétitions volontaires : on n'a pas hésité à citer plusieurs fois un même avion, lorsqu'il peut valablement être comparé à d'autres appareils de plusieurs catégories. Toutefois pour ne pas aller trop loin dans cette voie, on n'a mentionné les avions de chasse que dans leur catégorie principale, sans faire état de leurs nombreuses missions annexes, et notamment de leur utilisation possible comme bombardiers en piqué, qui aurait pu conduire à les mentionner aussi dans la catégorie « bombardement », mais sans profit pour le but que nous poursuivons puisque leur comparaison *technique* avec des quadrimoteurs de bombardement ne saurait conduire à rien d'utile.

La catégorie « Reconnaissance » est certainement la plus mal définie de toutes : ceci tient à ce que le tonnage et l'armement défensif exigés pour ces missions sont voisins de ceux de certaines autres catégories, et notamment « bombardement léger » et « chasse », puisque les chasseurs eux-mêmes ont été souvent utilisés pour la reconnaissance photographique (par exemple : Vickers Supermarine « Spitfire », Lockheed « Lightning » North American « Mustang »). C'est pourquoi, pratiquement, tous les avions cités comme appareils de Reconnaissance figurent aussi ailleurs, à l'exception du seul Potez 63-11 vraiment spécialisé dans ce travail — encore que des variantes voisines, mais non identiques, eussent été prévues comme chasseurs multiplaces et comme bombardiers légers.

15,202

Rappelons que *tous* les appareils dont une photographie d'ensemble a été donnée en 15,1 figurent parmi ceux dont on trouvera ci-après 3 vues d'ensemble.

Pour donner l'échelle (variable d'un dessin à l'autre) l'envergure de l'appareil a été rappelée dans le dessin même : on a également donné la surface pour éviter des planimétrages fastidieux.

D'autres dessins d'ensemble selon 3 projections, aux cotes exactes, ont été insérés dans le cours de l'ouvrage, notamment :

— 4 monoplaces de chasse à propulsion par réaction au Chapitre XI (fig. 11,334 et 11,342-3 A, B et C).

— 4 planeurs de sport au chapitre XII (fig. 12,113 A, B, C et D).

Et, quoiqu'il s'agisse d'une forme de dessin différente, sur laquelle des cotes ne peuvent être relevées, nous croyons utile de rappeler ici l'existence des planches I et II donnant des vues perspectives d'ensemble très détaillées du monoplace de chasse Arsenal VG 33 et du bimoteur de transport SO 30 R.

Pour permettre de retrouver facilement toute la documentation graphique précise que comporte cet ouvrage, nous mentionnerons ci-après pour mémoire ces divers dessins dans nos listes, quoiqu'ils ne figurent pas dans l'ensemble présenté à cette place.

## 15,21 - LISTE GÉNÉRALE PAR ORDRE ALPHABÉTIQUE

- |   |   |
|---|---|
| 1 — <i>Airspeed « Horsa » (planeur)</i>         | 33 — <i>Junkers 87</i>                          |
| 2 — <i>Avro 683 « Lancaster »</i>               | 34 — <i>Junkers 88 A 6</i>                      |
| 3 — <i>Beechcraft D 17 R</i>                    | 35 — <i>Lagg 3</i>                              |
| 4 — <i>Bell P 39 « Airacobra »</i>              | 36 — <i>Latécoère 631 « Lionel de Marmier »</i> |
| 5 — <i>Bloch 161 « Languedoc »</i>              | 37 — <i>Lioré et Olivier 451</i>                |
| 6 — <i>Bloch 175</i>                            | 38 — <i>Lockheed 14</i>                         |
| 7 — <i>Boeing B 17 E « Forteresse Volante »</i> | 39 — <i>Lockheed P 38 « Lightning »</i>         |
| 8 — <i>Boeing 307 « Stratoliner »</i>           | 40 — <i>Lockheed 49 « Constellation » C 69</i>  |
| 9 — <i>Boeing 314 « Clipper »</i>               | 41 — <i>Glenn Martin B. 26 « Marauder »</i>     |
| 10 — <i>Bristol « Beaufighter »</i>             | 42 — <i>Glenn Martin « Mars »</i>               |
| 11 — <i>Caudron 445 « Goéland »</i>             | 43 — <i>Glenn Martin 167</i>                    |
| 12 — <i>Caudron 53 « Rafale »</i>               | 44 — <i>Messerschmitt 108 « Taifun »</i>        |
| 13 — <i>Caudron 635 « Simoun »</i>              | 45 — <i>Messerschmitt 109 G</i>                 |
| 14 — <i>Consolidated B 24 D « Liberator »</i>   | 46 — <i>Messerschmitt 110 C</i>                 |
| 15 — <i>Curtiss C 46 « Commando »</i>           | 47 — <i>Messerschmitt 210</i>                   |
| 16 — <i>Curtiss « Hawk » 75 A</i>               | 48 — <i>Messerschmitt 323 « Gigant »</i>        |
| 17 — <i>Devoitine 520</i>                       | 49 — <i>Mitsubishi S-OO</i>                     |
| 18 — <i>Dornier 26</i>                          | 50 — <i>Morane-Saulnier 406</i>                 |
| 19 — <i>Dornier 217 E 1</i>                     | 51 — <i>North American B 25 « Mitchell »</i>    |
| 20 — <i>Douglas B 19</i>                        | 52 — <i>North American P 51 « Mustang »</i>     |
| 21 — <i>Douglas DB 7 « Boston »</i>             | 53 — <i>Percival « Vega Gull »</i>              |
| 22 — <i>Douglas DC 3</i>                        | 54 — <i>Petliakov PE 2</i>                      |
| 23 — <i>Farman 450 « Moustique »</i>            | 55 — <i>Potez 63-11</i>                         |
| 24 — <i>Fieseler 156 « Storch »</i>             | 56 — <i>Potez SNCAN 161</i>                     |
| 25 — <i>Focke-Wulf 190</i>                      | 57 — <i>Republic P 47 « Thunderbolt »</i>       |
| 26 — <i>Focke-Wulf 200 « Kurier »</i>           | 58 — <i>Short « Stirling »</i>                  |
| 27 — <i>Gotha 242 (planeur)</i>                 | 59 — <i>Sud-Est 200</i>                         |
| 28 — <i>Handley-Page « Halifax »</i>            | 60 — <i>Sud-Est 700 (autogire)</i>              |
| 29 — <i>de Havilland DH 98 « Mosquito »</i>     | 61 — <i>Sud-Ouest 90 A</i>                      |
| 30 — <i>Hawker « Hurricane »</i>                | 62 — <i>Stinson « Reliant »</i>                 |
| 31 — <i>Hawker « Typhoon » 1 B</i>              | 63 — <i>Vickers-Supermarine « Spitfire » IX</i> |
| 32 — <i>Heinkel 111 H</i>                       | 64 — <i>Vought-Sikorsky « Corsair » F4 U 2</i>  |

- Pour mémoire : Dessins d'ensemble présentés ailleurs dans l'ouvrage (liste alphabétique) :
- |  |                                  |
|--|----------------------------------|
| — <i>Arsenal VG 33 (planche I)</i>                         | — <i>Minimoa (fig. 12,113 A)</i> |
| — <i>Gloster « Meteor » (fig. 11,342.3 B)</i>              | — <i>Reiher (fig. 12,113 C)</i>  |
| — <i>Lockheed P 80 « Shooting Star » (fig. 11,342.3 A)</i> | — <i>SO 30 R (planche II)</i>    |
| — <i>Messerschmitt 163 (fig. 11,334)</i>                   | — <i>SO, P 1 (fig. 12,113 D)</i> |
| — <i>Messerschmitt 262 (fig. 11,342.3 C)</i>               | — <i>Weihe (fig. 12,113 B)</i>   |

## 15,22 - LISTE PAR CATÉGORIES

Les chiffres entre parenthèses à la suite des noms des appareils renvoient à leur numéro d'ordre dans la liste alphabétique et dans la série de vues qui figure ci-après.

15,221 Tourisme.15,221.1 *Avions légers, monomoteurs, de poids total inférieur à 500 kg.*

- *Farman 450 « Moustique » (23)*

15,221.2 *Monomoteurs de poids total supérieur à 500 kg.*

- |                                       |  |
|---------------------------------------|--|
| — <i>Beechcraft D 17 R (3)</i>        | — <i>Messerschmitt 108 « Taifun » (44)</i> |
| — <i>Caudron 530 « Rafale » (12)</i>  | — <i>Percival « Vega Gull » (53)</i>       |
| — <i>Caudron 635 « Simoun » (13)</i>  | — <i>Sud-Est 700 (Autogire) (60)</i>       |
| — <i>Fieseler 156 « Storch » (24)</i> | — <i>Stinson « Reliant » (62)</i>          |



- 15,221.3 *Bimoteurs légers de grand tourisme.*  
 — Caudron 445 « Goéland » (11) — Sud-Ouest 90 (61)
- Divers (Autogire).*  
 — Sud-Est 700 (60)
- 15,222 Chasse.
- 15,222.1 *Monoplaces.*
- |                                    |   |
|------------------------------------|---|
| — Bell P 39 « Airacobra » (4)      | — Messerschmitt 109 (45)                  |
| — Curtiss 75 (16)                  | — Mitsubishi S-OO (49)                    |
| — Devoitine 520 (17)               | — Morane-Saulnier 406 (50)                |
| — Focke-Wulf 190 (25)              | — North American P 51 « Mustang » (54)    |
| — Hawker « Hurricane » (30)        | — Republic P 47 « Thunderbolt » (57)      |
| — Hawker « Typhoon » (31)          | — Vickers-Supermarine « Spitfire » (63)   |
| — Lagg 3 (35)                      | — Vought-Sikorsky « Corsair » (64)        |
| — Lockheed P 38 « Lightning » (39) | — (p. mémoire : Arsenal VG 33, planche 1) |
- Pour mémoire : avions de chasse à réaction :
- |  |  |
|--|--|
| — Lockheed P80 « Shooting Star » (v. fig. 11, 342.3 A) | — Gloster « Meteor » (v. fig. 11, 342.3 B) |
| — Messerschmitt 163 (v. fig. 11, 334)                  | — Messerschmitt 262 (v. fig. 11, 342.3 C)  |
- 15,222.2 *Multiplaces (généralement chasse de nuit).*
- |  |                          |
|--|--------------------------|
| — Bristol « Beaufighter » (10)         | — Junkers 88 (34)        |
| — Douglas DB 7 (21)                    | — Messerschmitt 110 (46) |
| — de Havilland DH 98 « Mosquito » (29) | — Messerschmitt 210 (47) |
- 15,223 Reconnaissance.
- 15,223.1 *Reconnaissance rapprochée.*  
 — Fieseler 156 « Storch » (24)
- 15,223.2 *Reconnaissance lointaine.*
- |  |   |
|--|---|
| — Bloch 175 (6)                        | — Glenn Martin 167 (43)                 |
| — Douglas DB 7 « Boston » (21)         | — Messerschmitt 110 (46)                |
| — de Havilland DH 98 « Mosquito » (29) | — North American B 25 « Mitchell » (51) |
| — Junkers 88 (34)                      | — Petliakov PE 2 (54)                   |
| — Glenn Martin B 26 « Marauder » (41)  | — Potez 63-11 (55)                      |
- 15,224 Bombardement.
- 15,224.1 *Bombardement léger (Bimoteurs  $P_T \leq 10 T.$ ).*
- |  |                          |
|--|--------------------------|
| — Bloch 175 (6)                        | — Messerschmitt 110 (46) |
| — Douglas DB 7 « Boston » (21)         | — Messerschmitt 210 (47) |
| — de Havilland DH 98 « Mosquito » (29) | — Petliakov PE 2 (54)    |
- 15,224.2 *Bombardement lourd ( $P_T > 10 T.$ ).*
- Bimoteurs.
- |                    |   |
|--------------------|---|
| — Dornier 217 (19) | — Liore et Olivier 45 (37)              |
| — Heinkel 111 (32) | — Glenn Martin B 26 « Marauder » (41)   |
| — Junkers 88 (34)  | — North American B 25 « Mitchell » (51) |

Quadrimateurs.

- Avro « Lancaster » (2)
- Boeing B 17 E « Forteresse Volante » (7)
- Consolidated B 24 « Liberator » (14)
- Douglas B 19 (20)
- Focke-Wulf 200 « Kurier » (26)
- Handley-Page « Halifax » (28)
- Heinkel 177 (33)
- Short « Stirling » (58)

225 Transport (civil ou militaire).225.1 Bimateurs.

- Caudron 445 « Gôland » (11)
- Curtiss « Commando » (15)
- Douglas DC 3 (22)
- Lockheed 14 (38)
- Sud-Ouest 90 (61)
- p. mémoire : SO 30 R (planche II)

225.2 Quadrimateurs.

- Bloch 161 « Languedoc » (5)
- Boeing 307 « Stratoliner » (8)
- Boeing 314 « Clipper » (9)
- Dornier 26 (18)
- Lockheed « Constellation » (40)
- Glenn Martin « Mars » (42)

225.3 Heximateurs.

- Latécoère 631 « Lionel de Marmier » (36)
- Messerschmitt 323 « Gigant » (48)
- Potez SNCAN 161 (56)
- Sud-Est 200 (59)

226 Hydravions.227.1 Quadrimateurs.

- Boeing 314 « Clipper » (9)
- Dornier 26 (18)
- Glenn Martin JRM 1 « Mars » (42)

227.2 Heximateurs.

- Latécoère 631 (36)
- Potez SNCAN 161 (56)
- Sud-Est 200 (59)

227 Voilures tournantes.

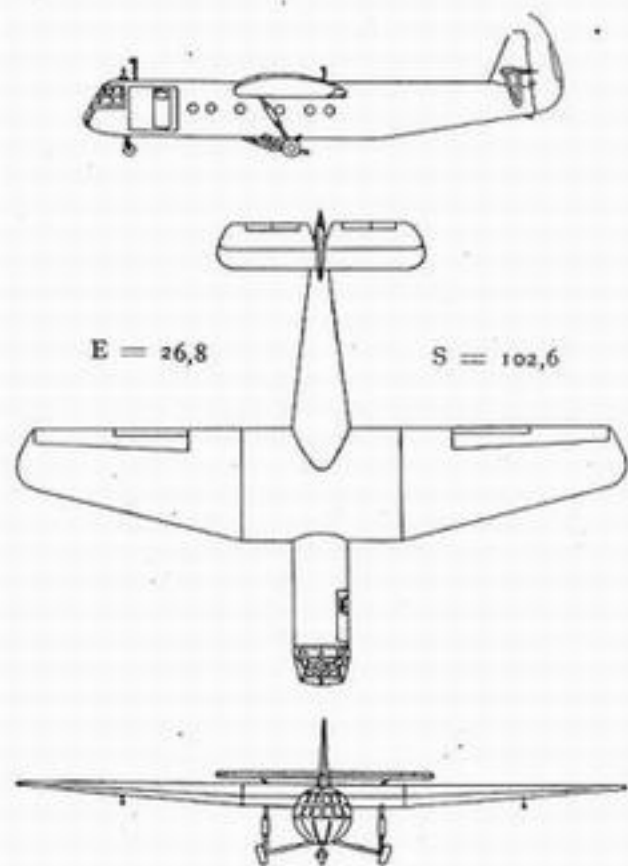
- Sud-Est 700 (Autogire) (60)

228 Planeurs de transport.

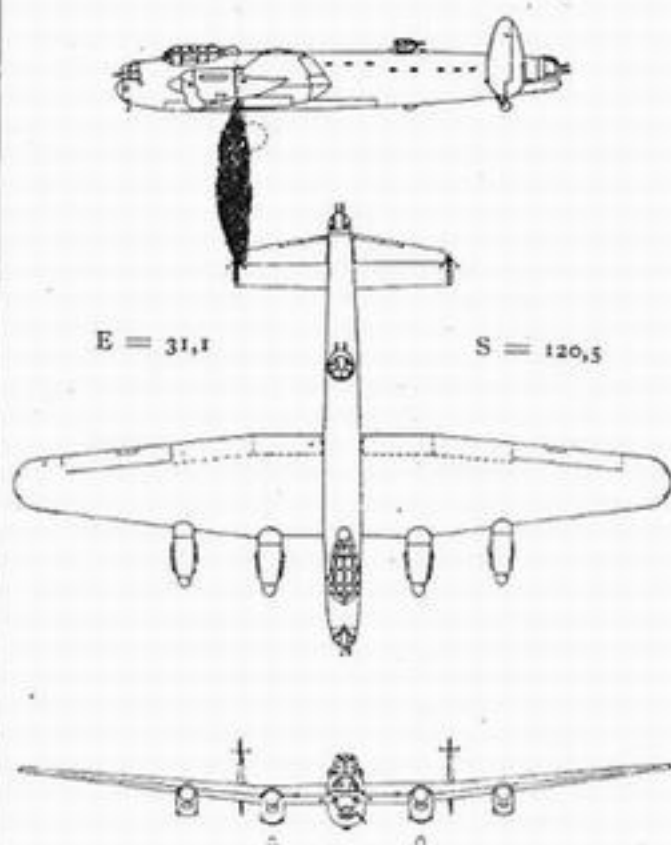
- Airspeed « Horsa » (1)
- Gotha 242 (27)

229 Planeurs de sport (pour mémoire, dessins figurant au chap. XII)

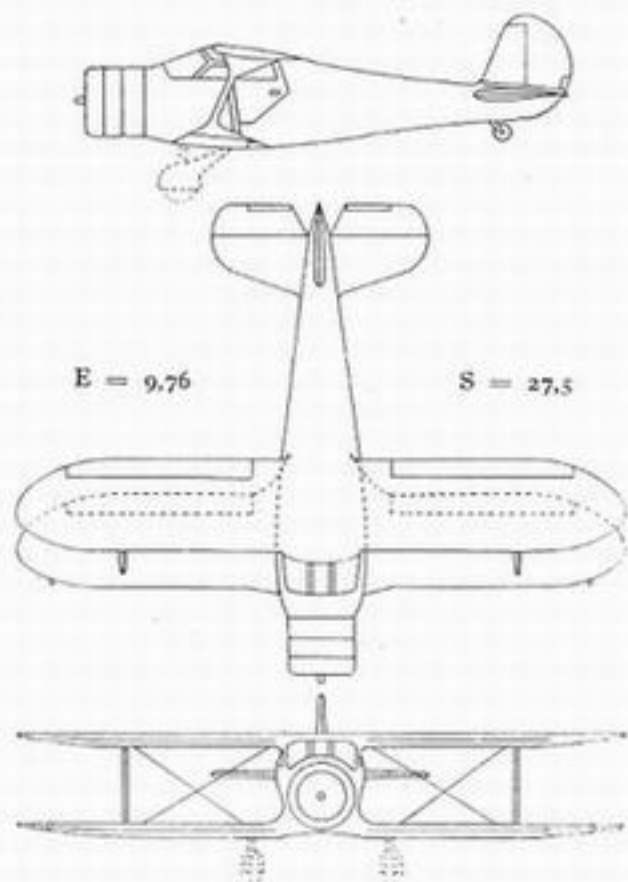
- Minimosa (v. fig. 12,113 A)
- Reiher (v. fig. 12,113 C)
- SOP 1 (v. fig. 12,113 D)
- Weihe (v. fig. 12,113 B)



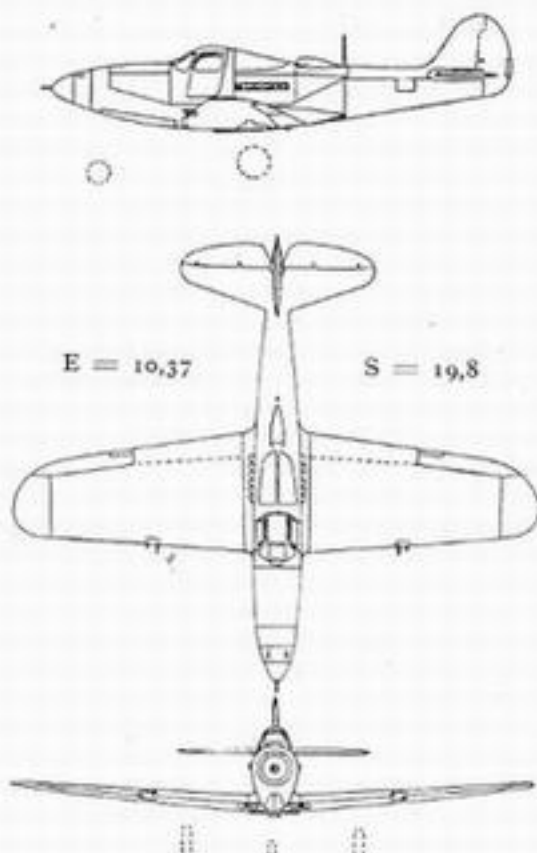
1. — AIRSPEED « HORSIA »



2. — AVRO 683 « LANCASTER »

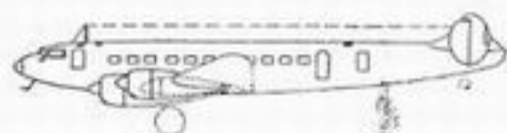


3. — BEECHCRAFT D 17 R



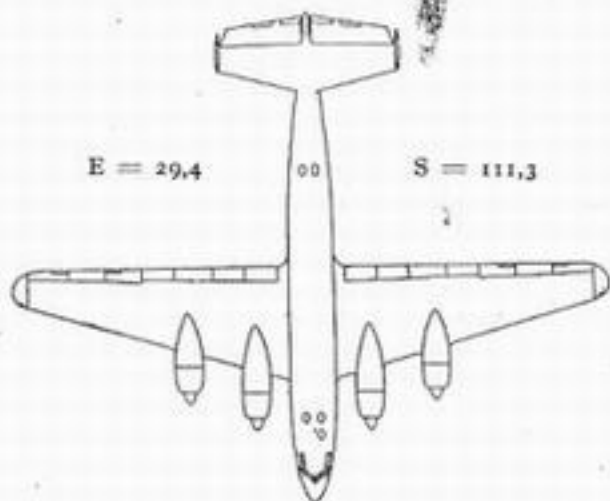
4. — BELL P 39 « AIRACOBRA »



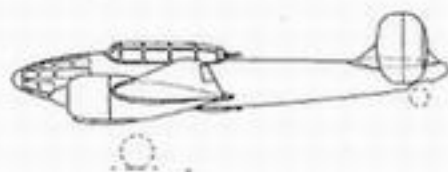


E = 29,4

S = 111,3

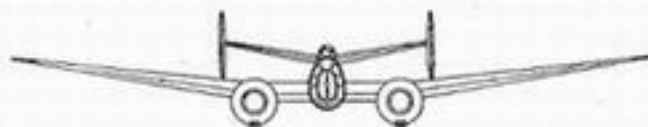
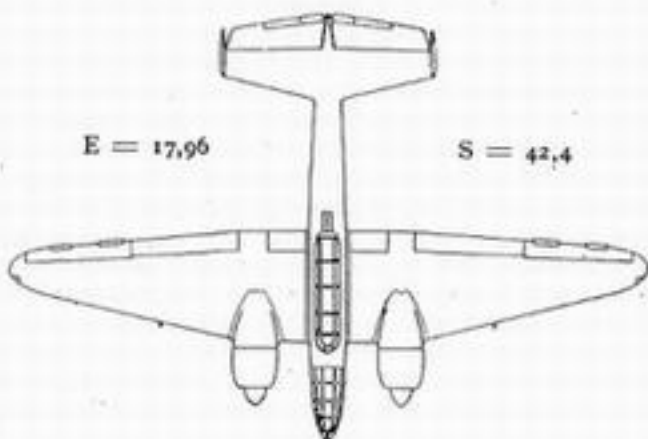


5. — BLOCH 161

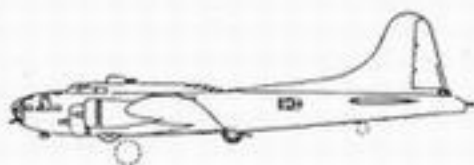


E = 17,96

S = 42,4

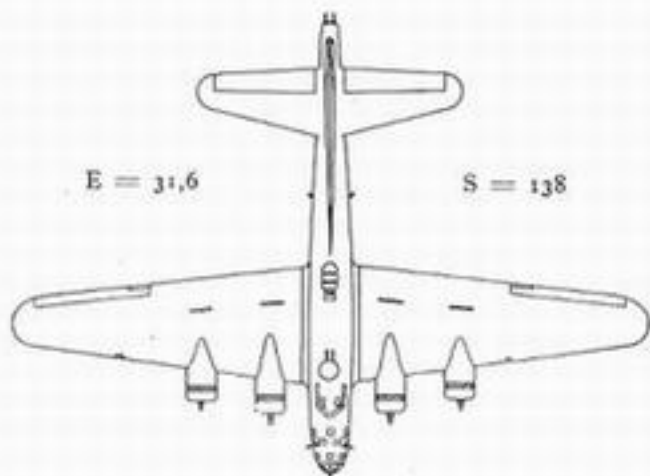


6. — BLOCH 175



E = 31,6

S = 138

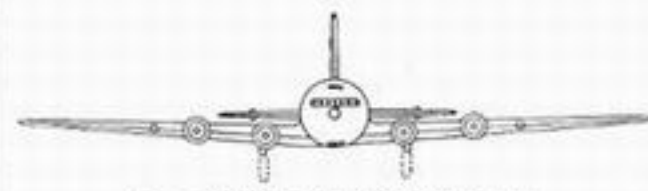
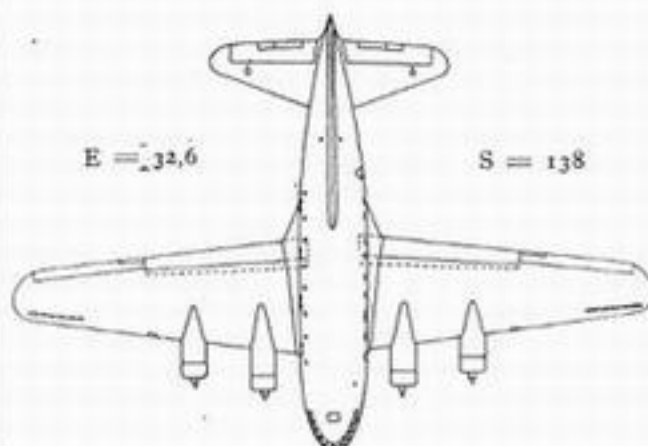


7. — BOEING B 17 E « FORTERESSE VOLANTE »



E = 32,6

S = 138

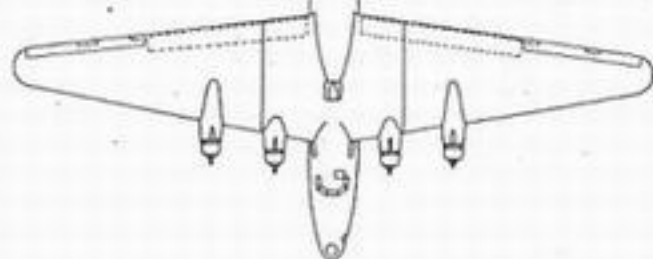


8. — BOEING 307 « STRATOLINER »



E = 46,36

S = 266,3



9 — BOEING 314 « CLIPPER »



E = 17,65

S = 46,7

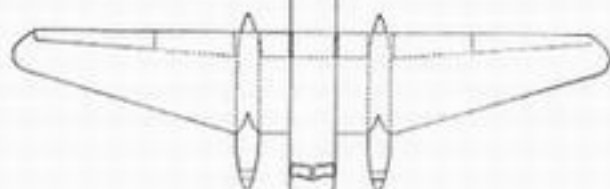


10. — BRISTOL « BEAUFIGHTER »

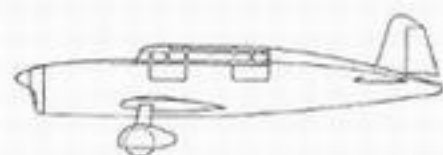


E = 17,6

S = 40

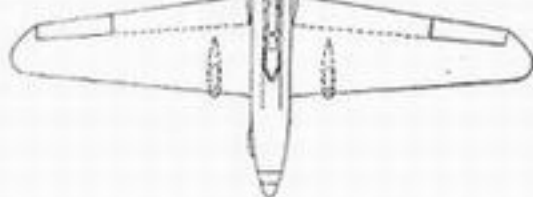


11. — CAUDRON 445 « GOÉLAND »

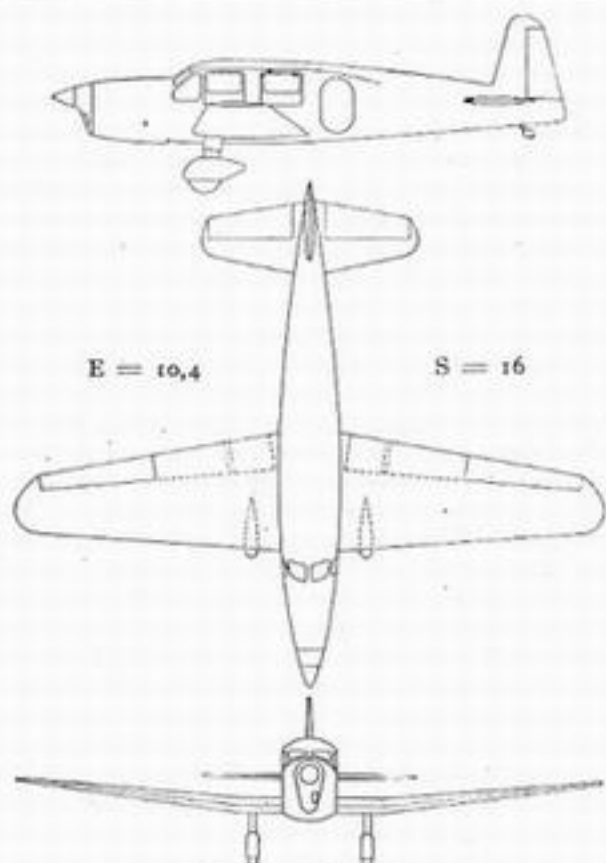


E = 9,2

S = 12



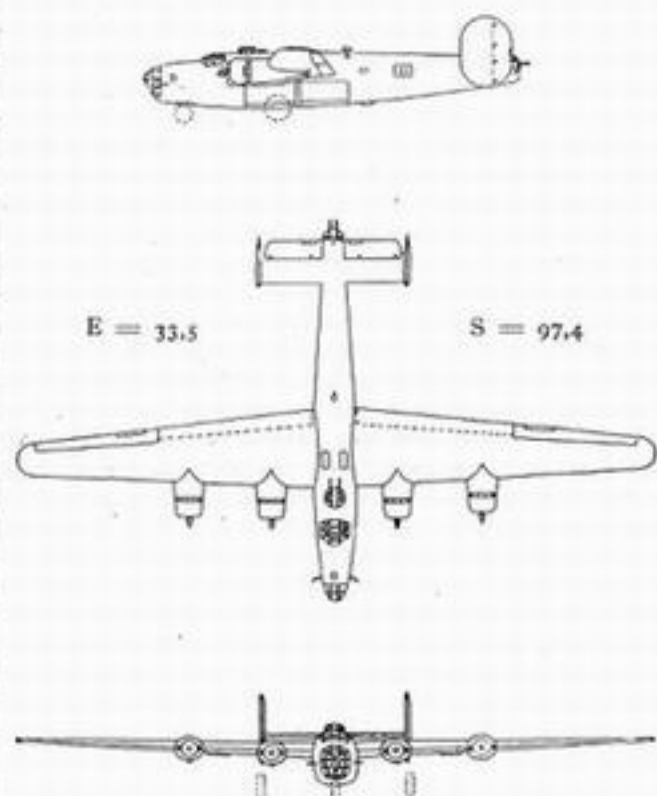
12. — CAUDRON 530 « RAFALE »



E = 10,4

S = 16

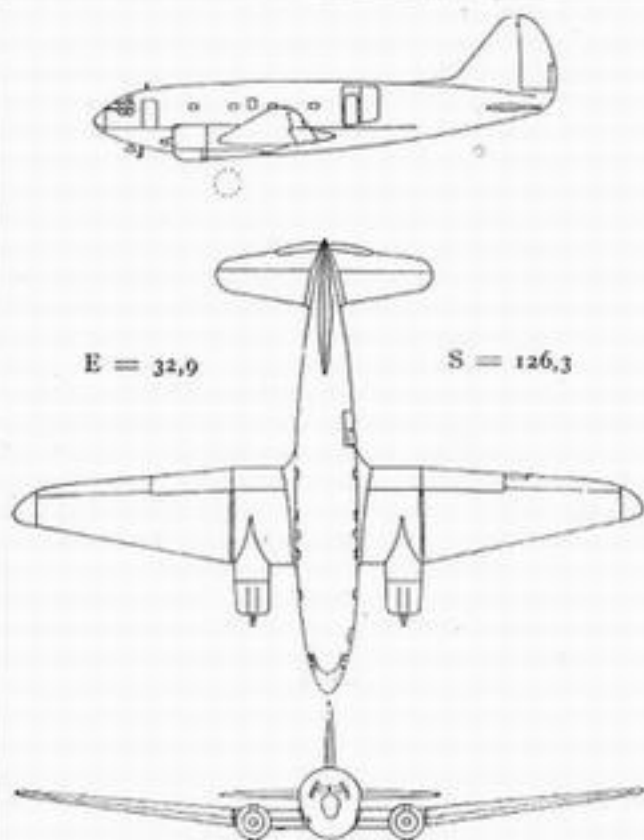
13. — CAUDRON 635 « SIMOUN »



E = 33,5

S = 97,4

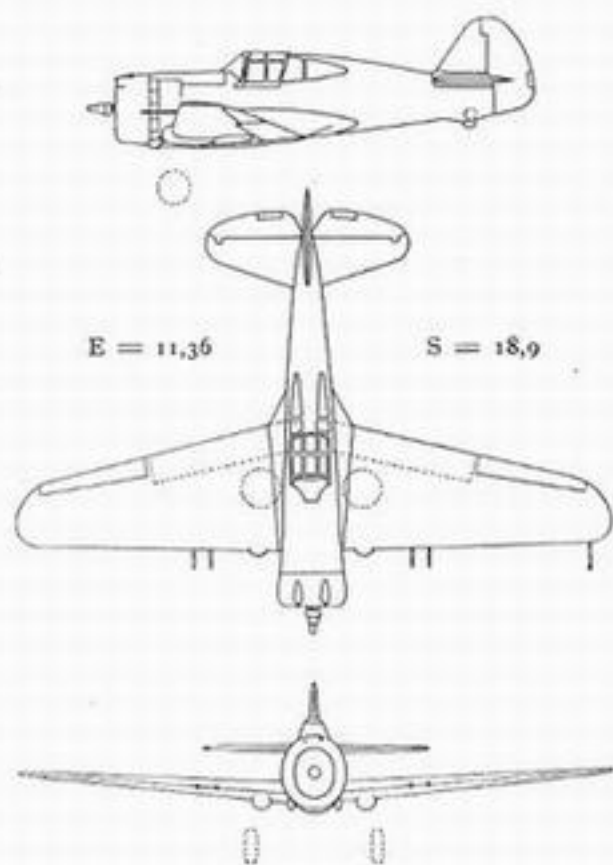
14. — CONSOLIDATED B. 24 « LIBERATOR »



E = 32,9

S = 126,3

15. — CURTISS C 46 « COMMANDO »

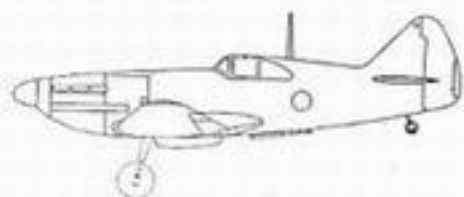


E = 11,36

S = 18,9

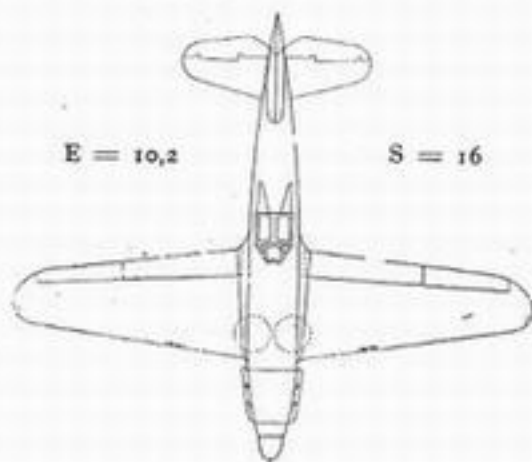
16. — CURTISS 75





E = 10,2

S = 16

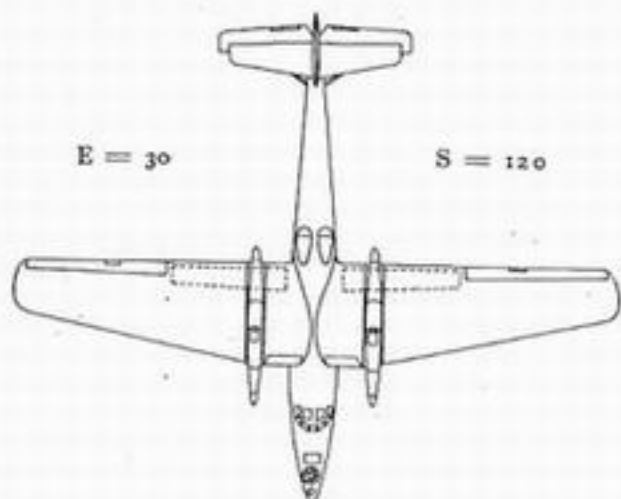


17. — DEWOITINE 520



E = 30

S = 120

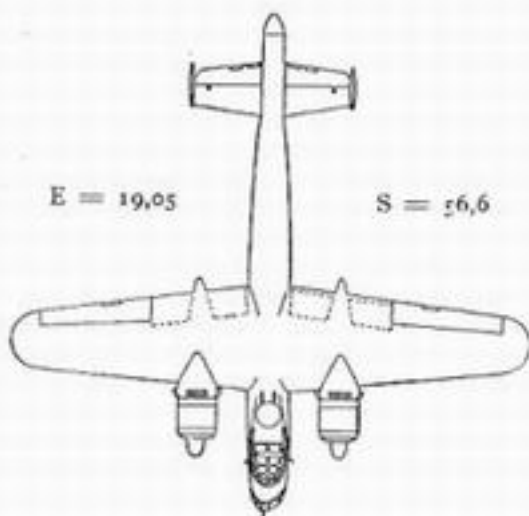


18. — DORNIER 26



E = 19,05

S = 56,6

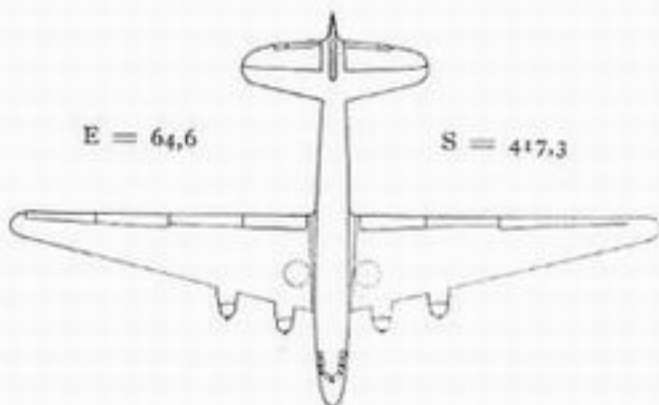


19. — DORNIER 217

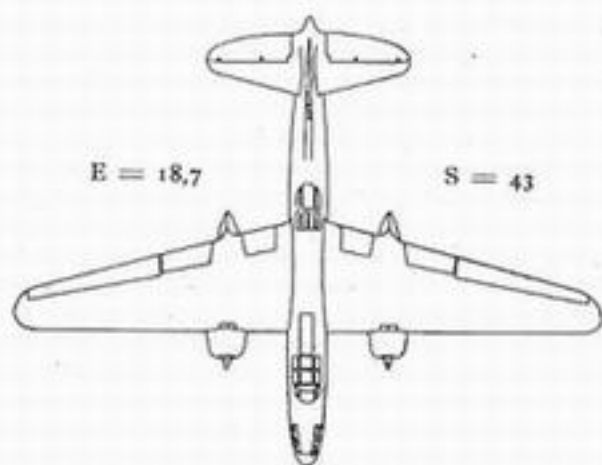
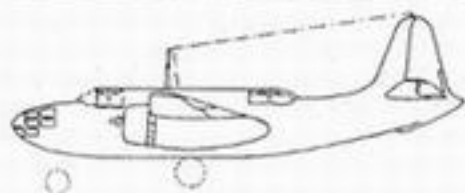


E = 64,6

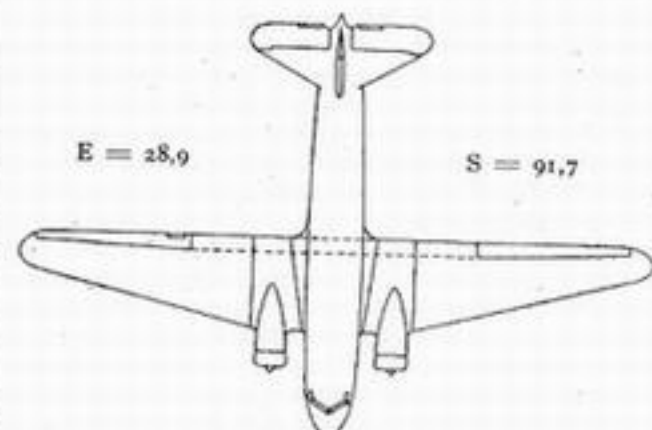
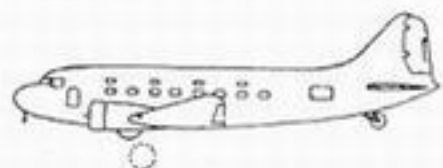
S = 417,3



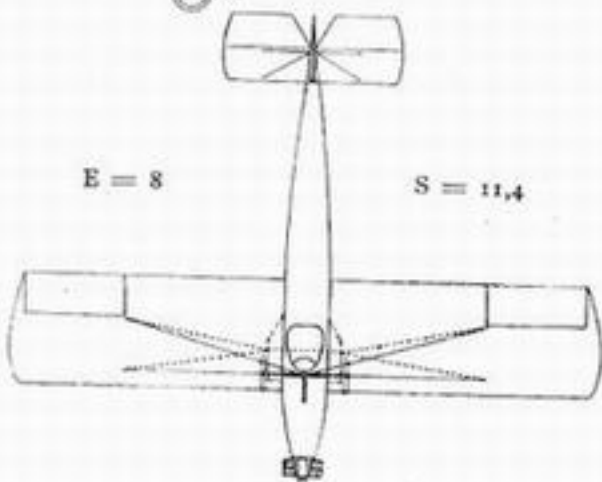
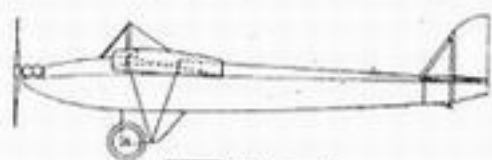
20. — DOUGLAS B 19



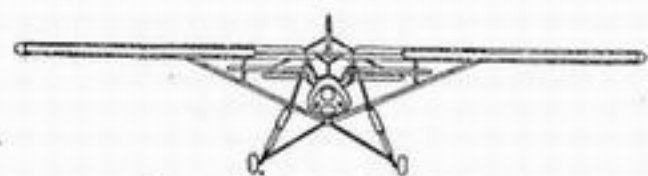
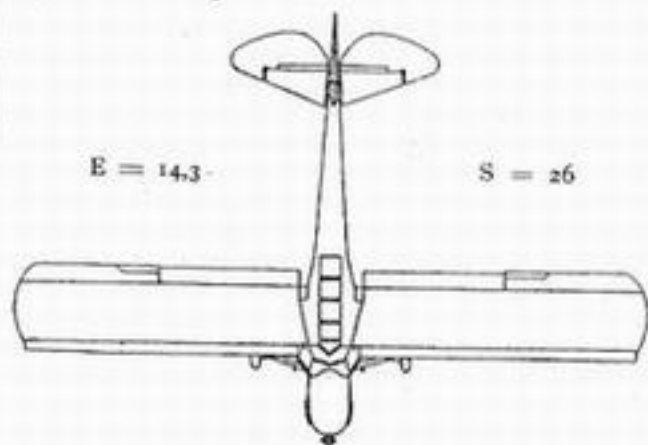
21. — DOUGLAS DB 7 « BOSTON »



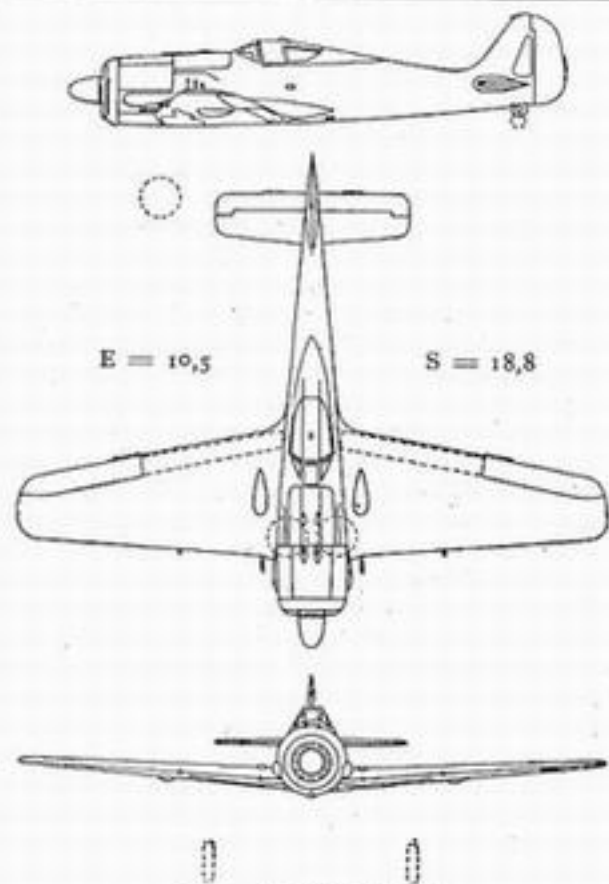
22. — DOUGLAS DC 3



23. — FARMAN 450 « MOUSTIQUE »



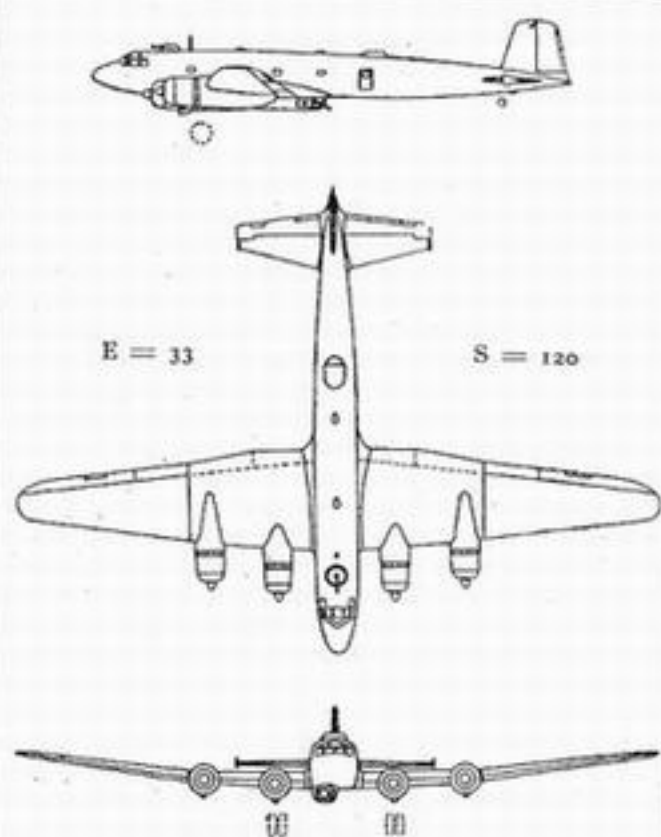
24. — FIESELER 156 « STORCH »



E = 10,5

S = 18,8

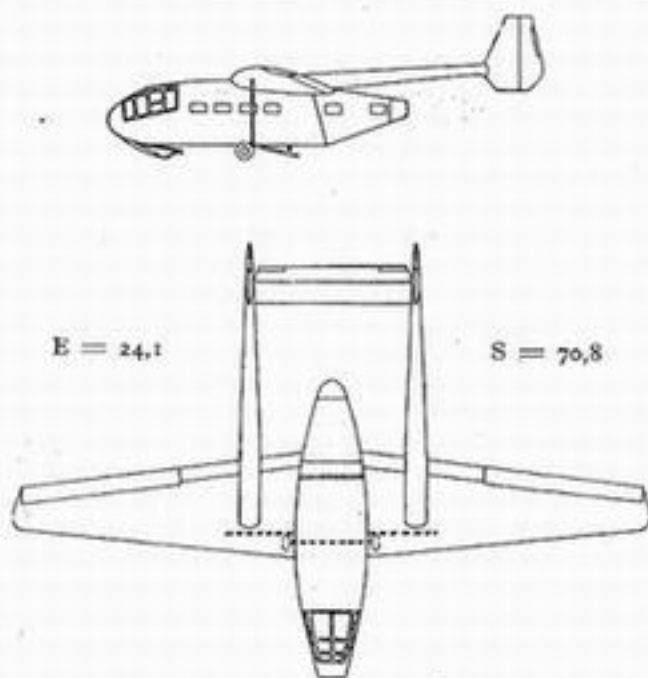
25. — FOCKE-WULF 190



E = 33

S = 120

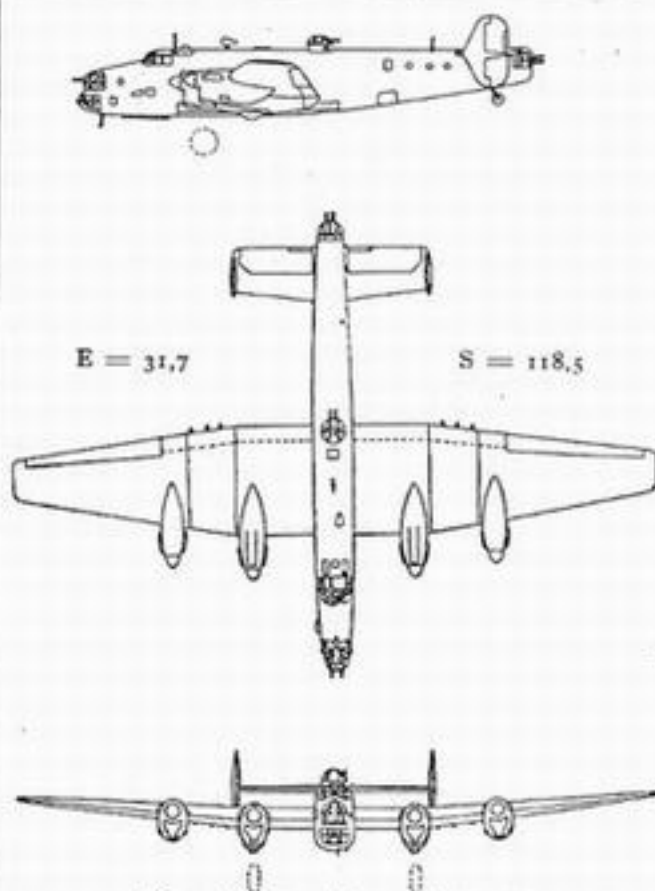
26. — FOCKE-WULF 200 « KURIER »



E = 24,1

S = 70,8

27. — GOTHA 242

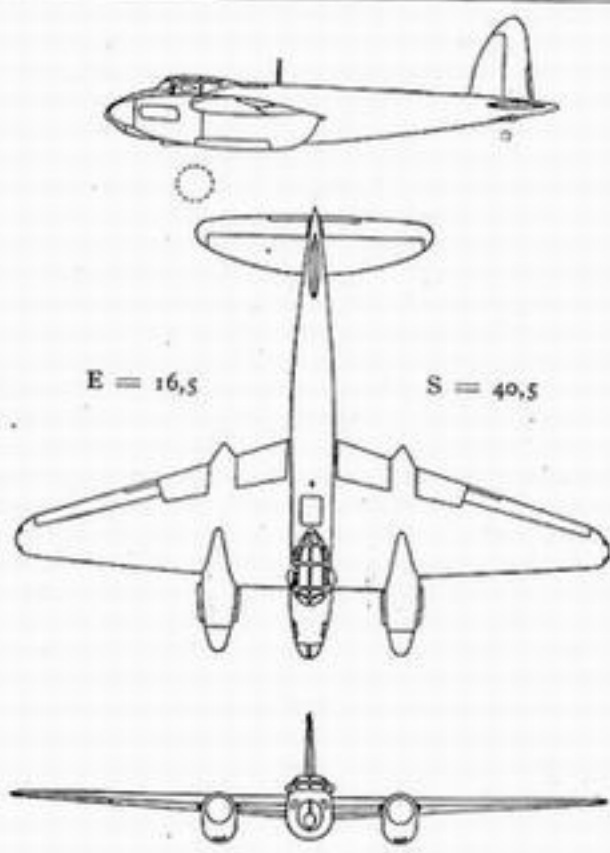


E = 31,7

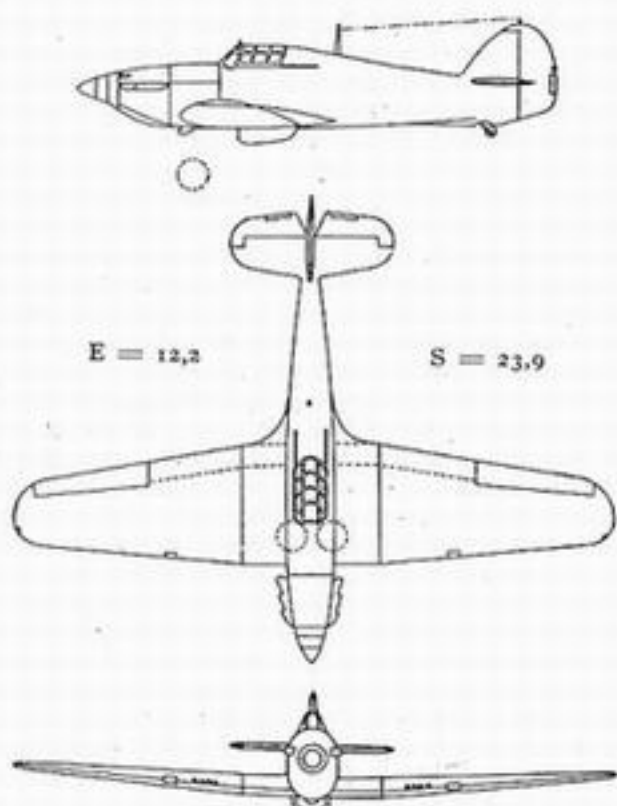
S = 118,5

28. — HANDLEY-PAGE « HALIFAX »

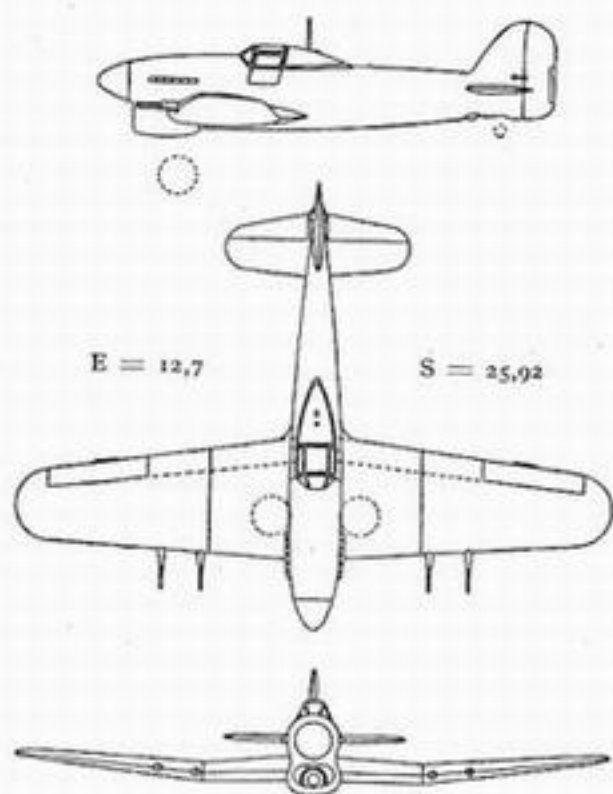




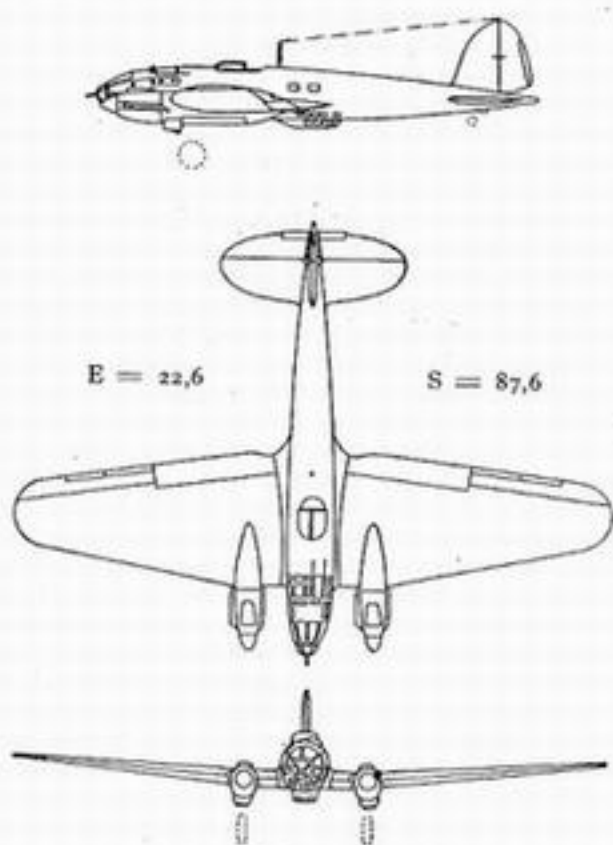
29. — DE HAVILLAND DH 98 « MOSQUITO »



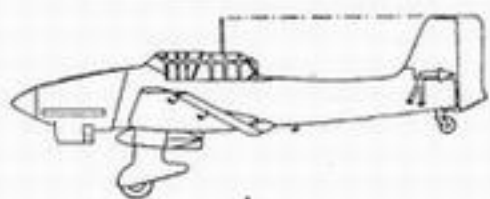
30. — HAWKER « HURRICANE »



31. — HAWKER « TYPHOON »

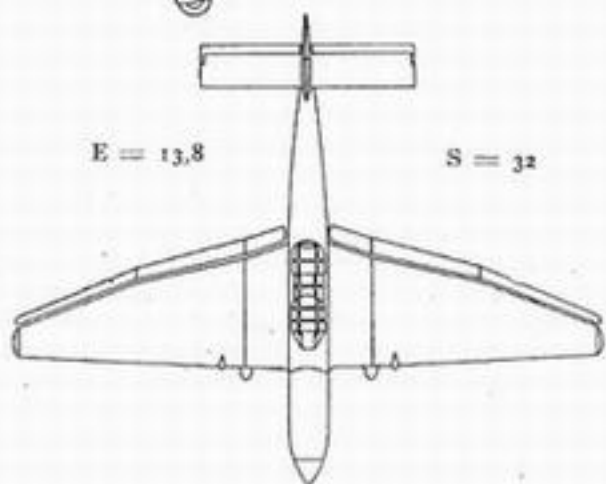


32. — HEINKEL 111 H.

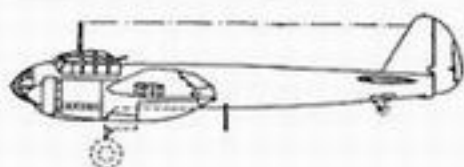


E = 13,8

S = 32

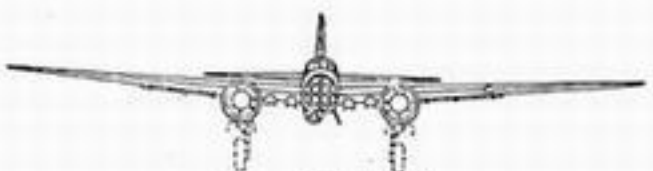
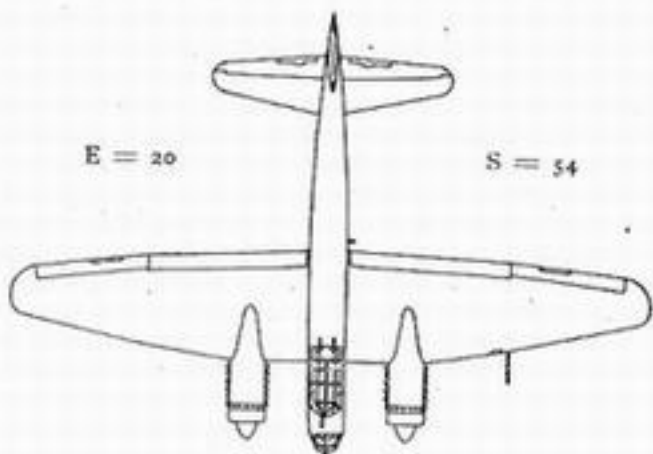


33. — JUNKERS 87

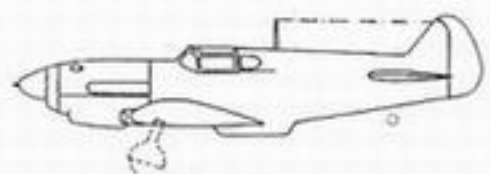


E = 20

S = 54

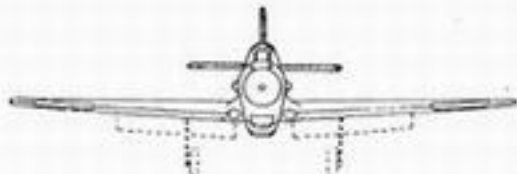
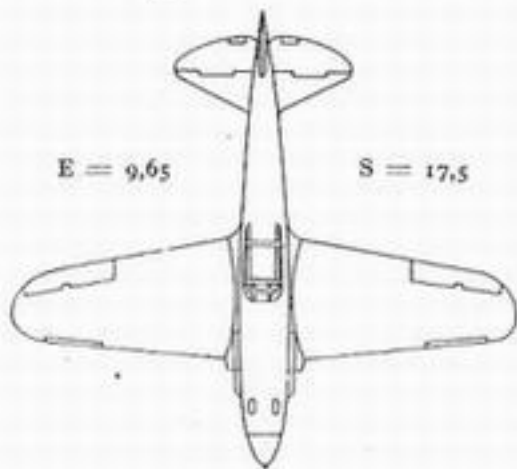


34. — JUNKERS 88



E = 9,65

S = 17,5

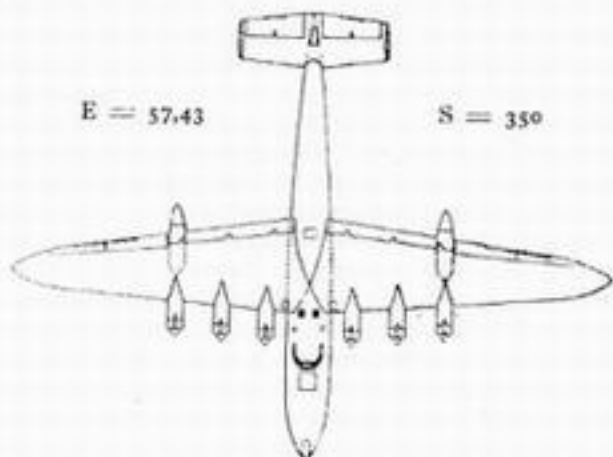


35. — LAG 3.

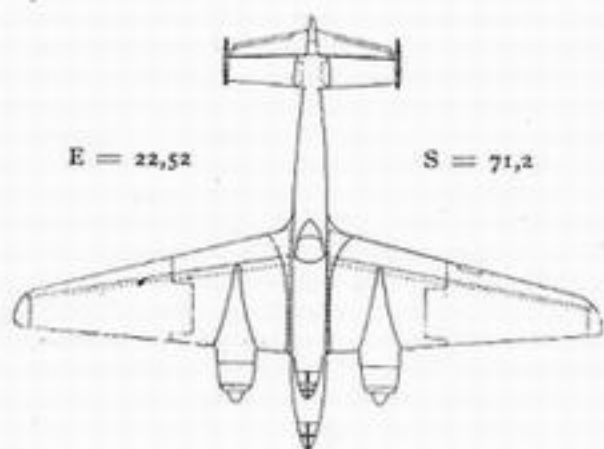


E = 57,43

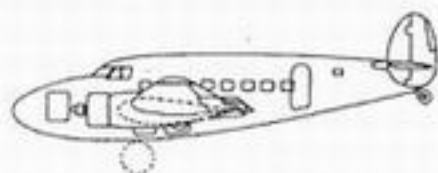
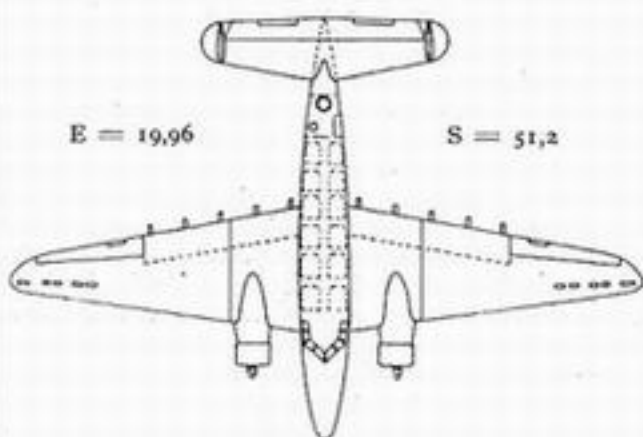
S = 350



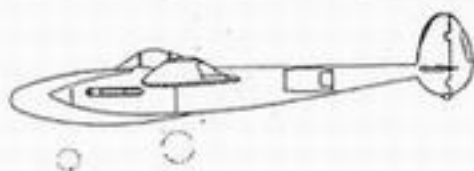
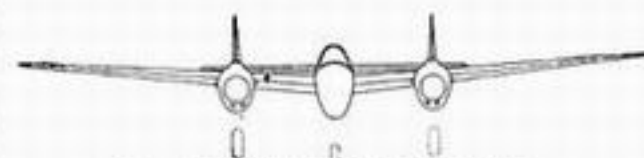
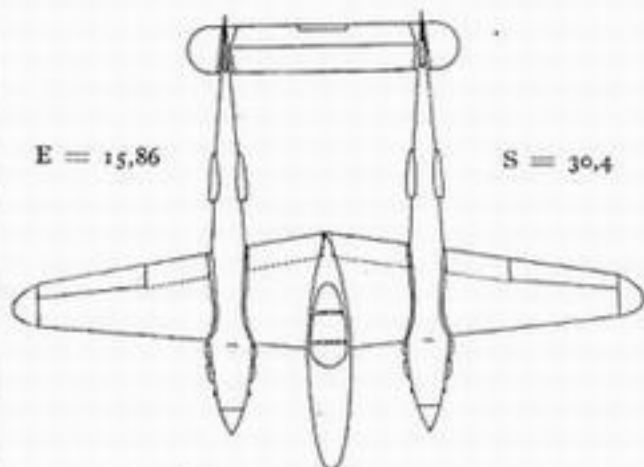
36. — LATÉCOÈRE 631 - LIONEL DE MARMIER -


 $E = 22,52$ 
 $S = 71,2$ 


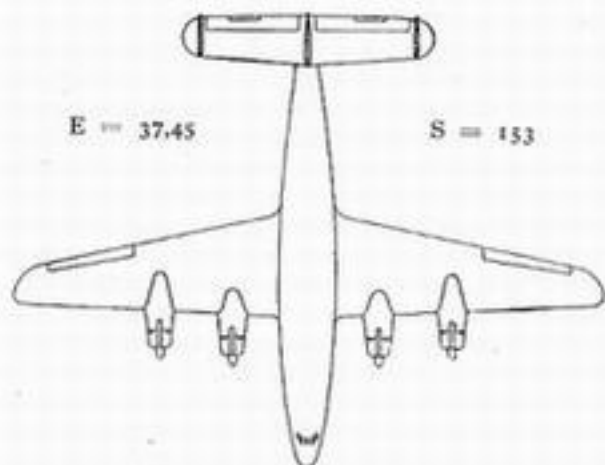
37. — LIORÉ ET OLIVIER 45


 $E = 19,96$ 
 $S = 51,2$ 


38. — LOCKHEED 14

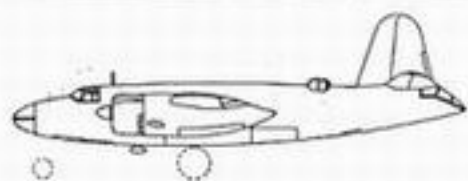

 $E = 15,86$ 
 $S = 30,4$ 


39. — LOCKHEED P 38 « LIGHTNING »


 $E = 37,45$ 
 $S = 153$ 


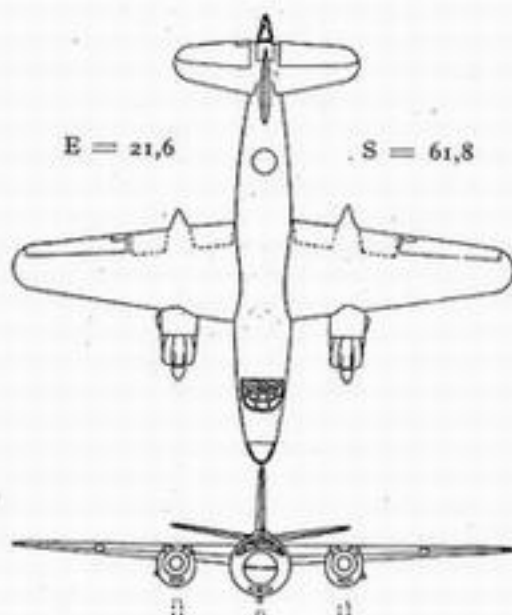
40. — LOCKHEED 49 « CONSTELLATION » C 69





E = 21,6

S = 61,8

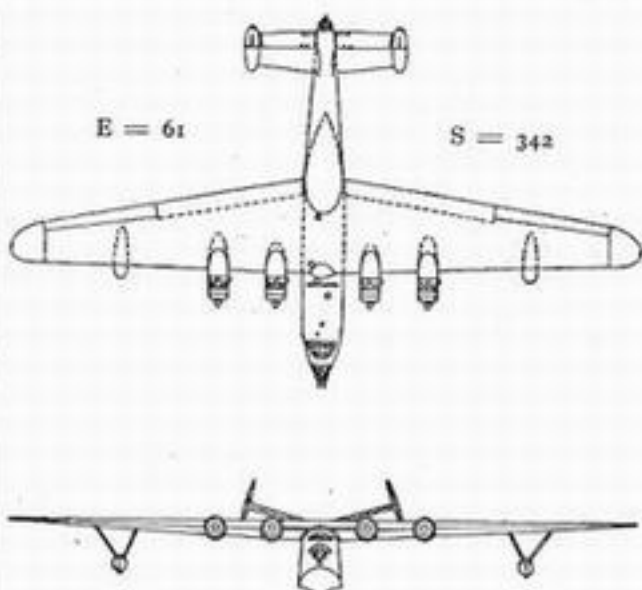


41. — GLENN-MARTIN B 26 « MARAUDER »

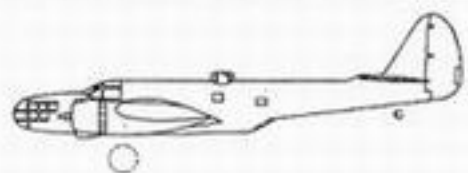


E = 61

S = 342

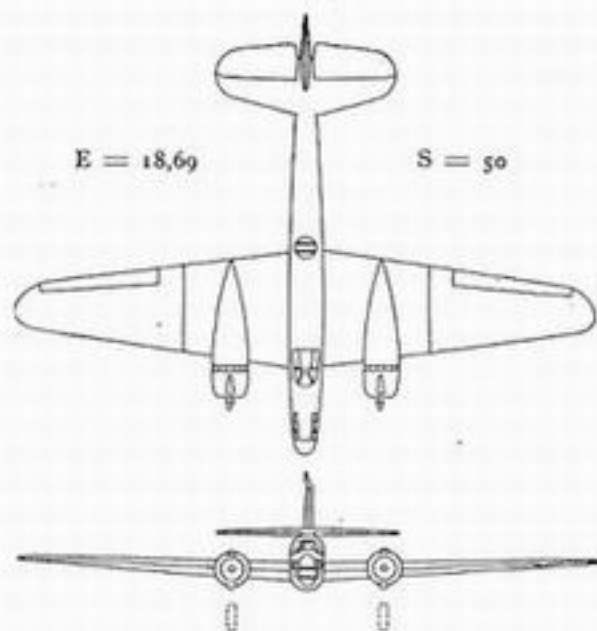


42. — GLENN MARTIN « MARS »

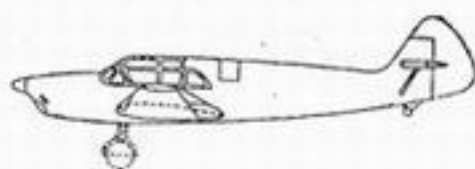


E = 18,69

S = 50

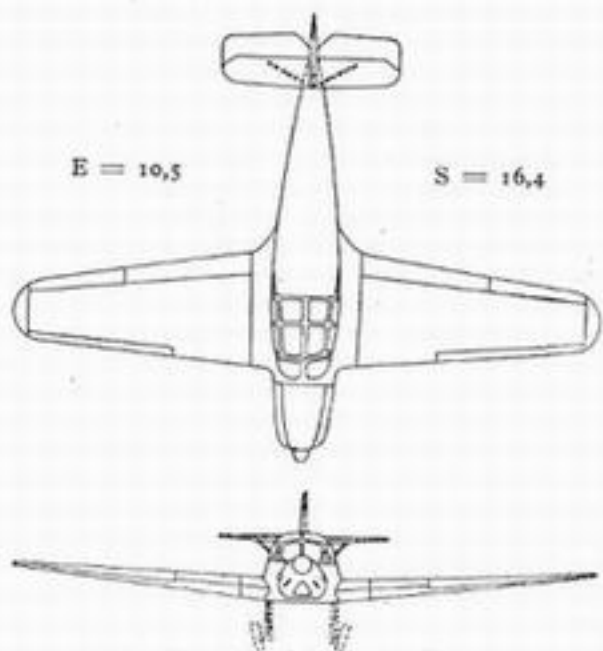


43. — GLENN MARTIN 167

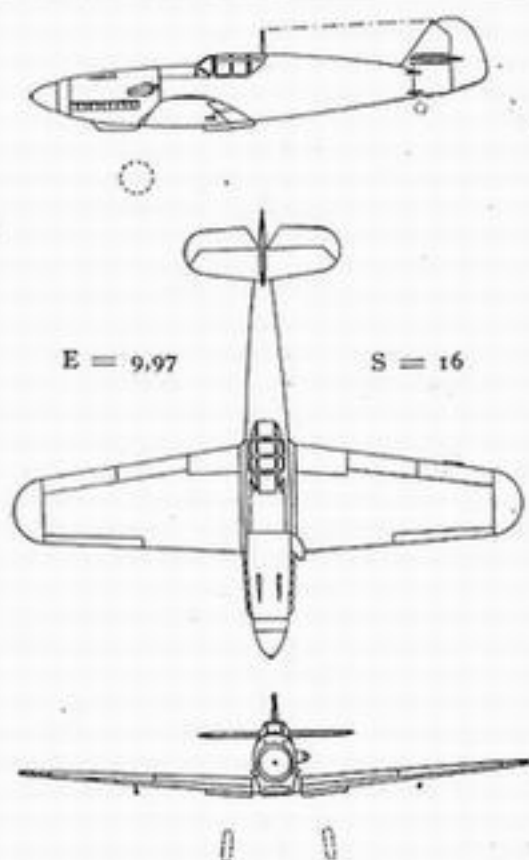


E = 10,5

S = 16,4



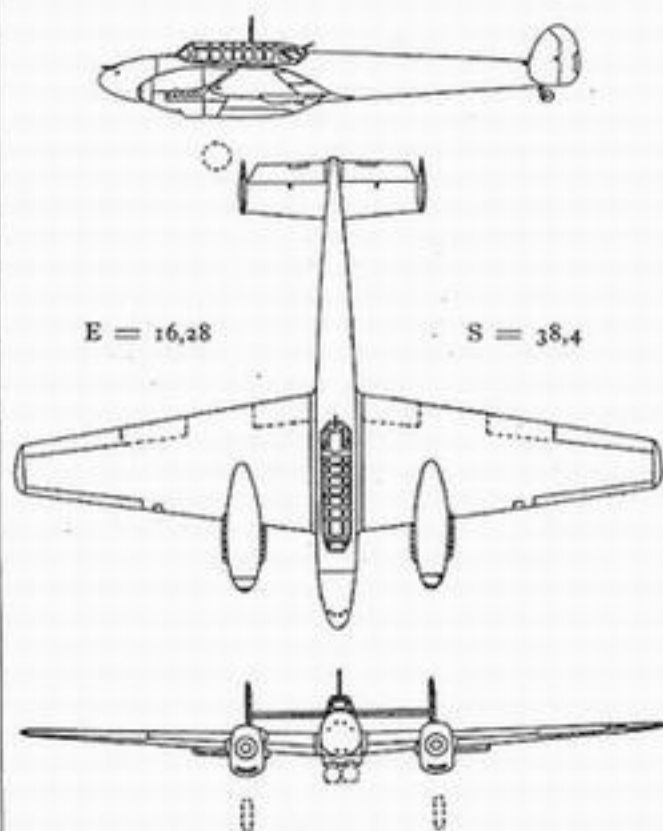
44. — MESSERSCHMITT 108 « TAIFUN »



E = 9,97

S = 16

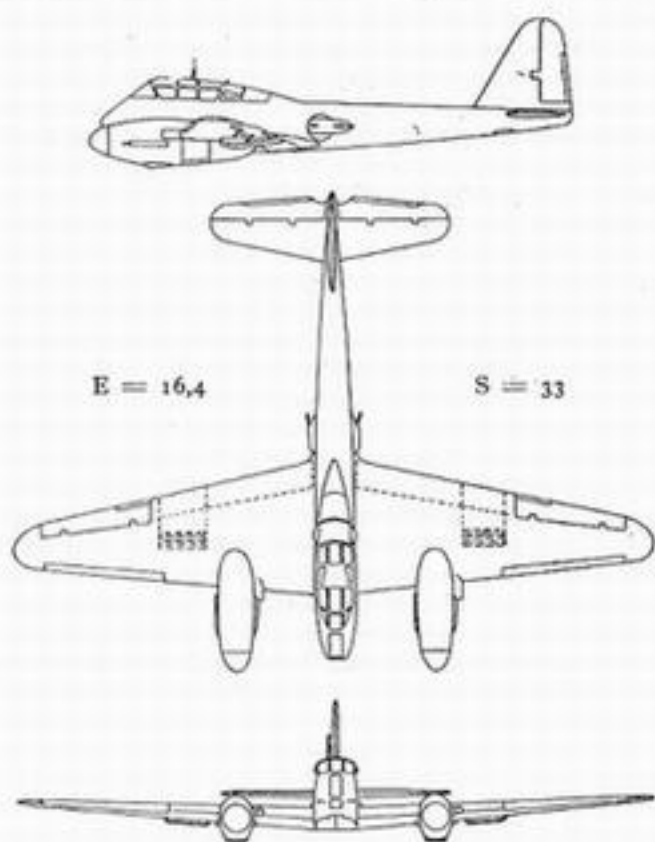
45. — MESSERSCHMITT 109



E = 16,28

S = 38,4

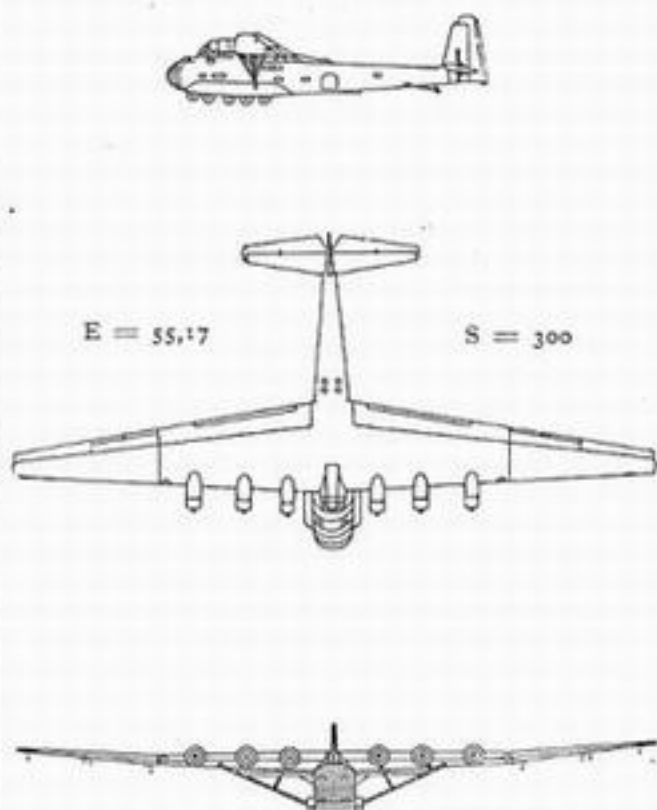
46. — MESSERSCHMITT 110



E = 16,4

S = 33

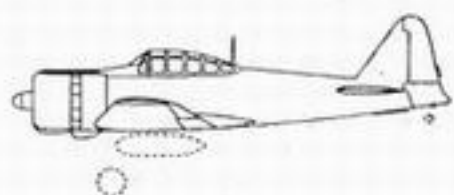
47. — MESSERSCHMITT 210



E = 55,17

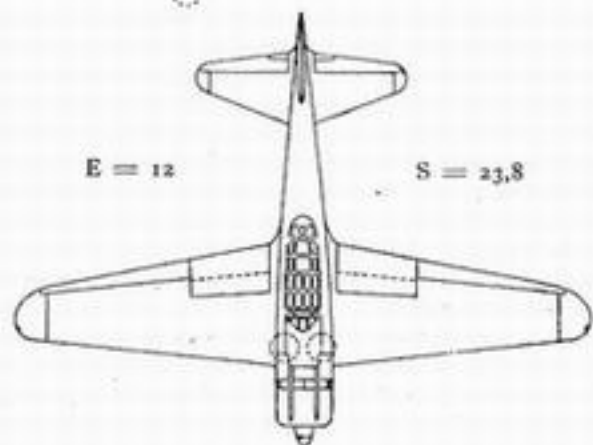
S = 300

48. — MESSERSCHMITT 323 « GIGANT »

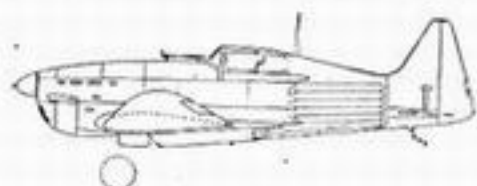


E = 12

S = 23,8

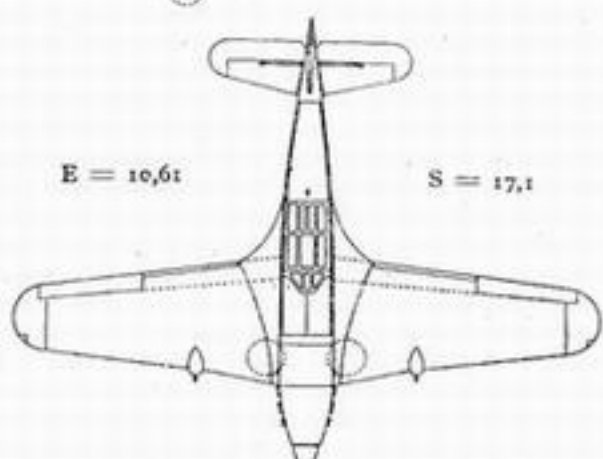


49. — MITSUBISHI S-00



E = 10,61

S = 17,1

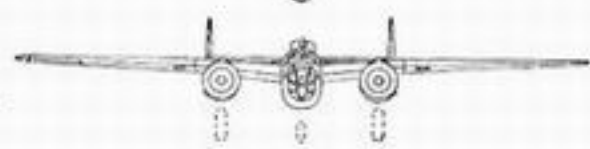
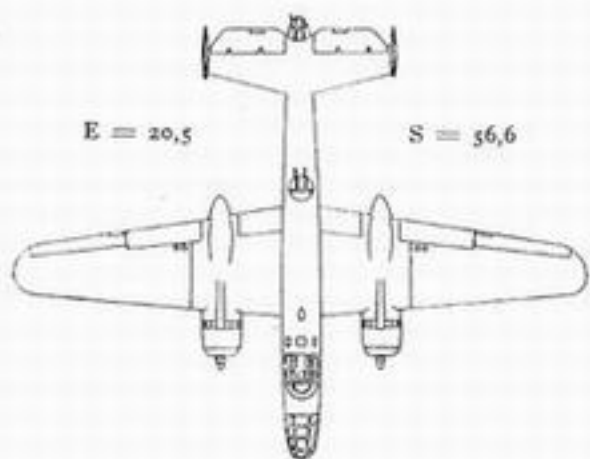


50. — MORANE-SAULNIER 406

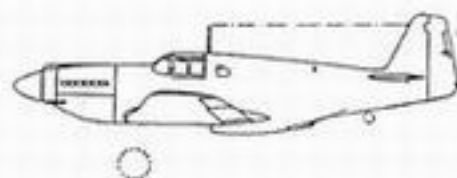


E = 20,5

S = 36,6

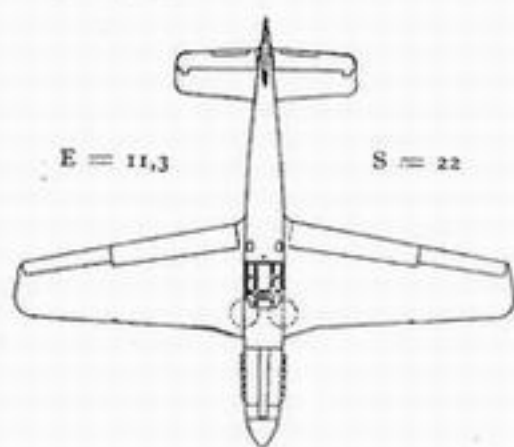


51. — NORTH AMERICAN B 25 « MITCHELL »



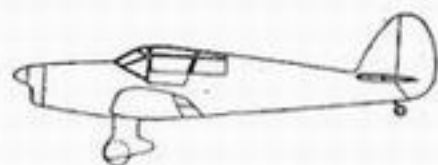
E = 11,3

S = 22



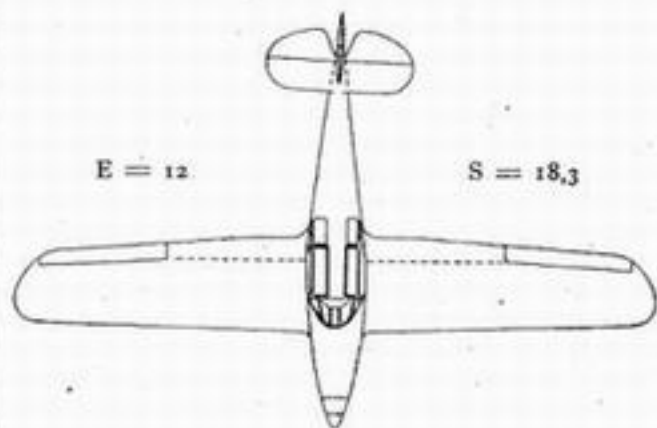
52. — NORTH AMERICAN P 51 « MUSTANG »



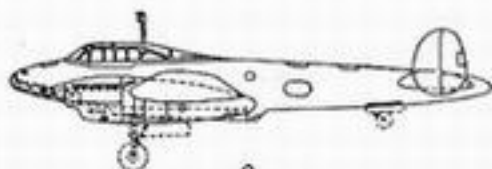


E = 12

S = 18,3

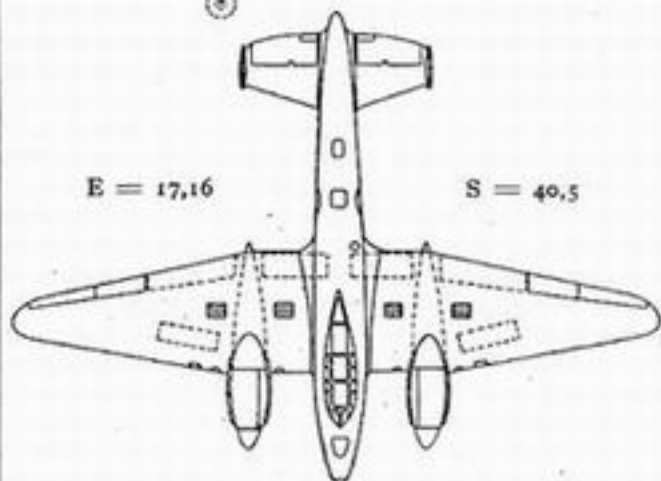


53. — PERCIVAL « VEGA GULL »

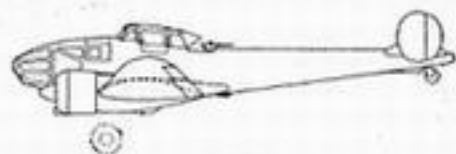


E = 17,16

S = 40,5

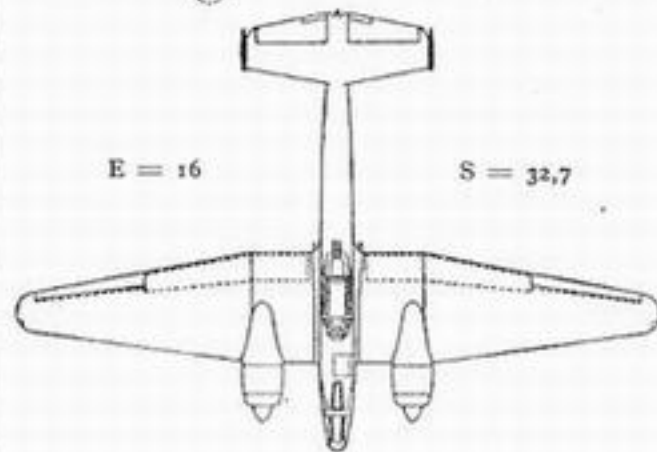


54. — PETLIAKOV PE 2

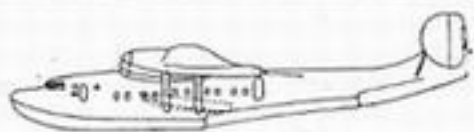


E = 16

S = 32,7

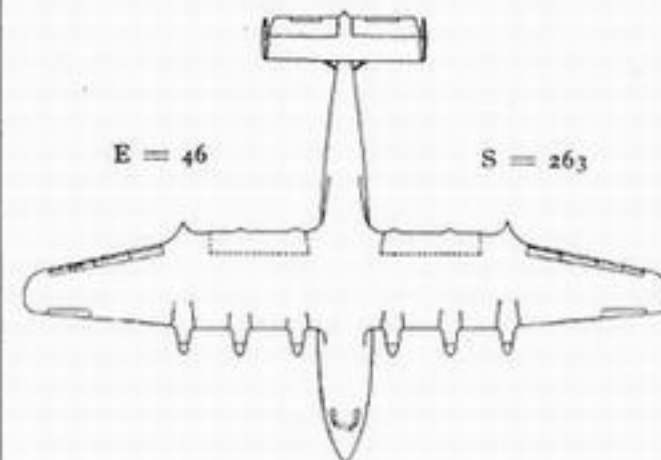


55. — POTEZ 63-11

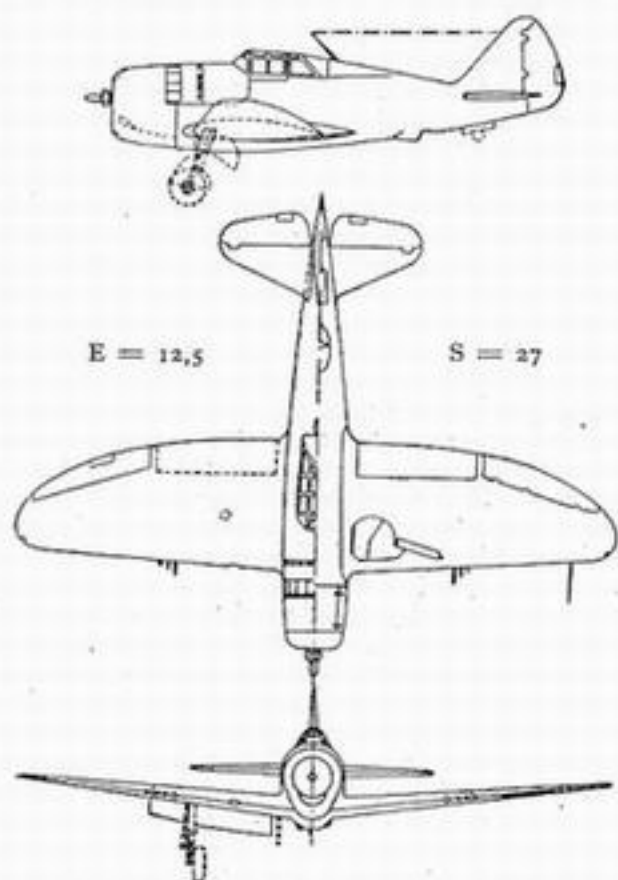


E = 46

S = 263



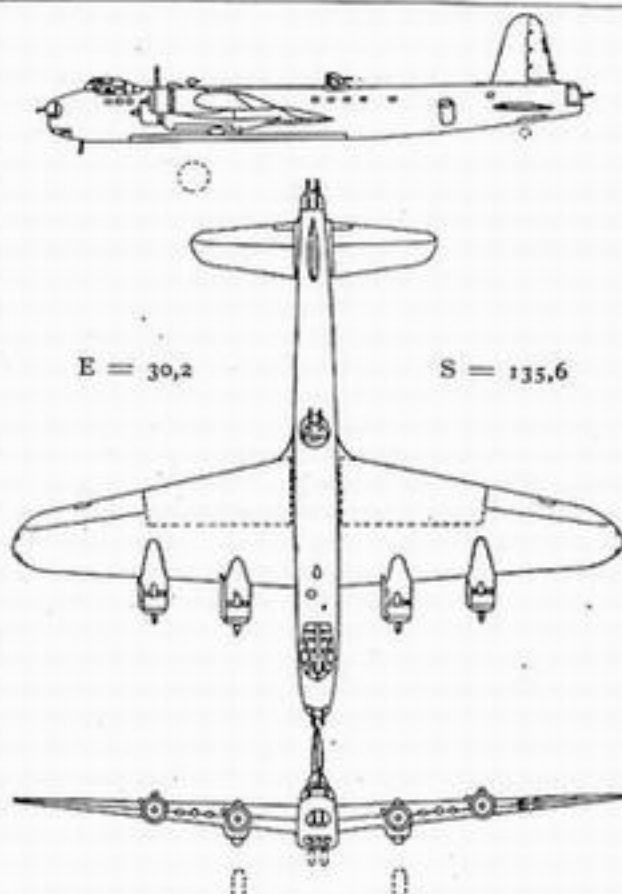
56. — POTEZ SNCAN 161



E = 12,5

S = 27

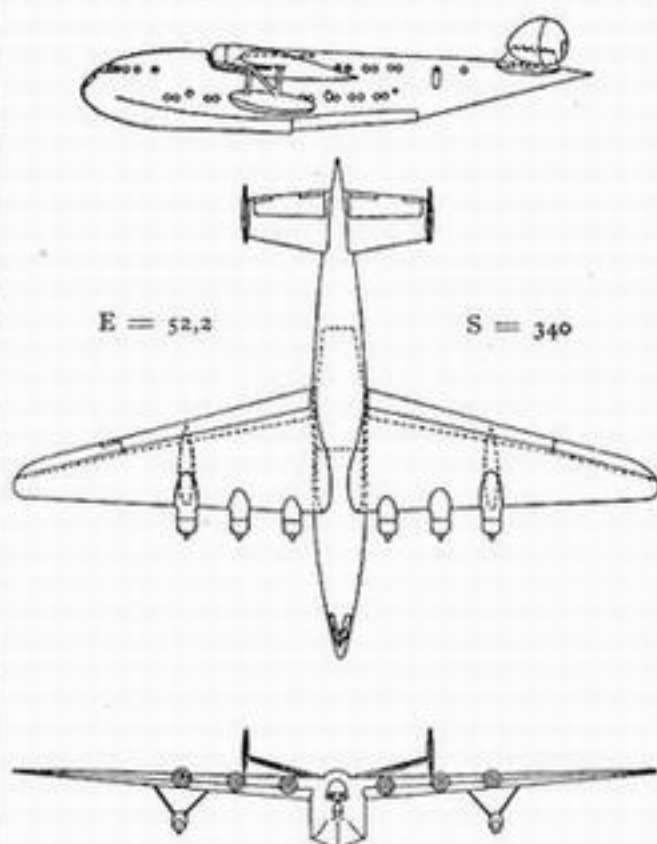
57. — REPUBLIC P 47 « THUNDERBOLT »



E = 30,2

S = 135,6

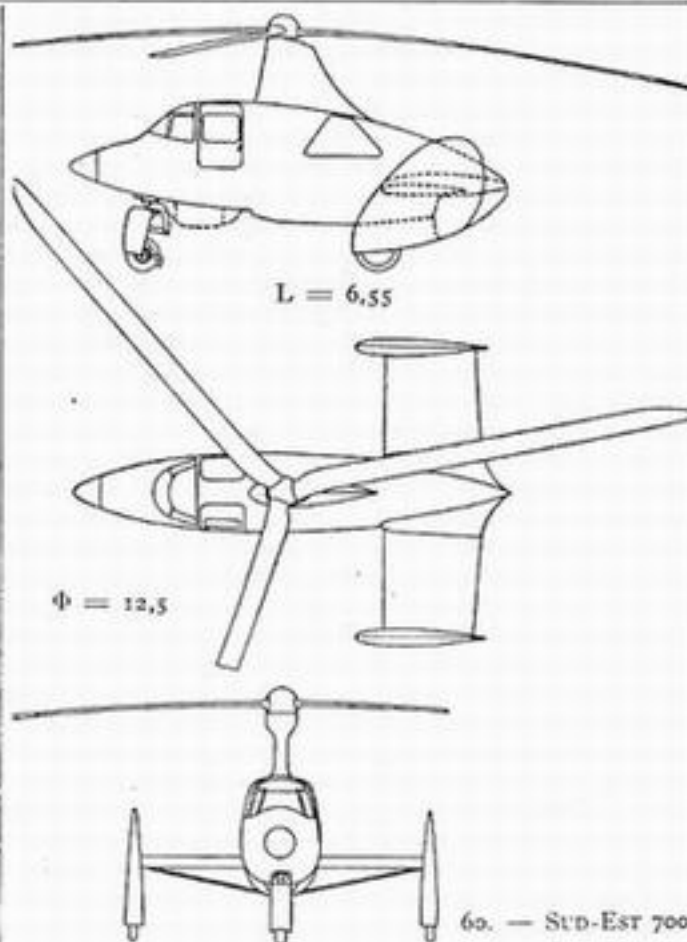
58. — SHORT « STIRLING »



E = 52,2

S = 340

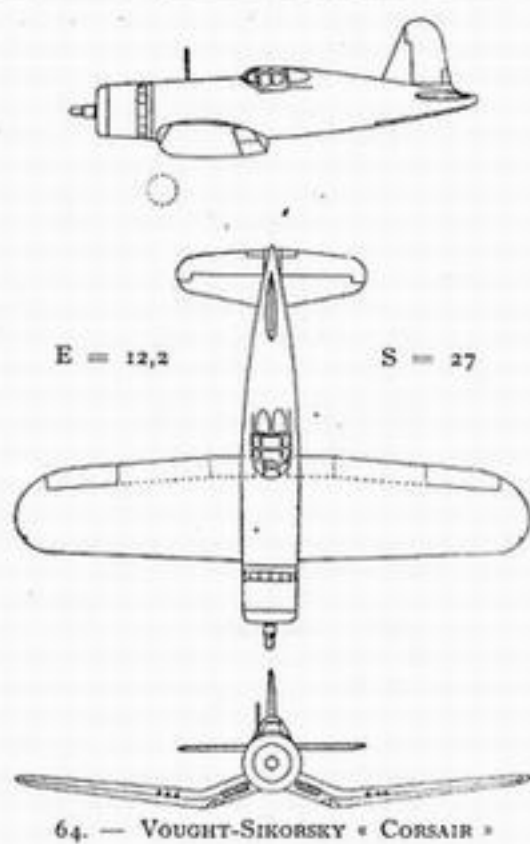
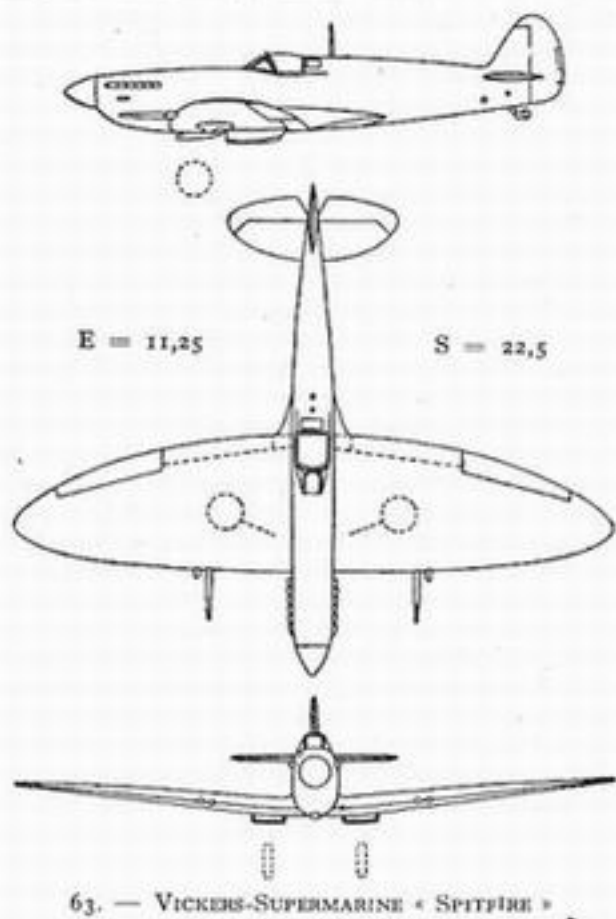
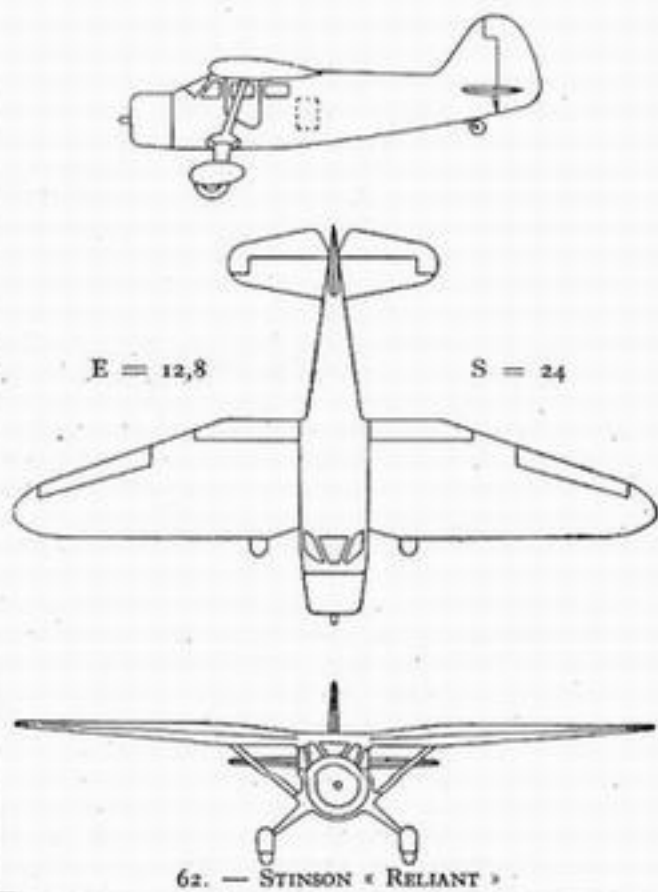
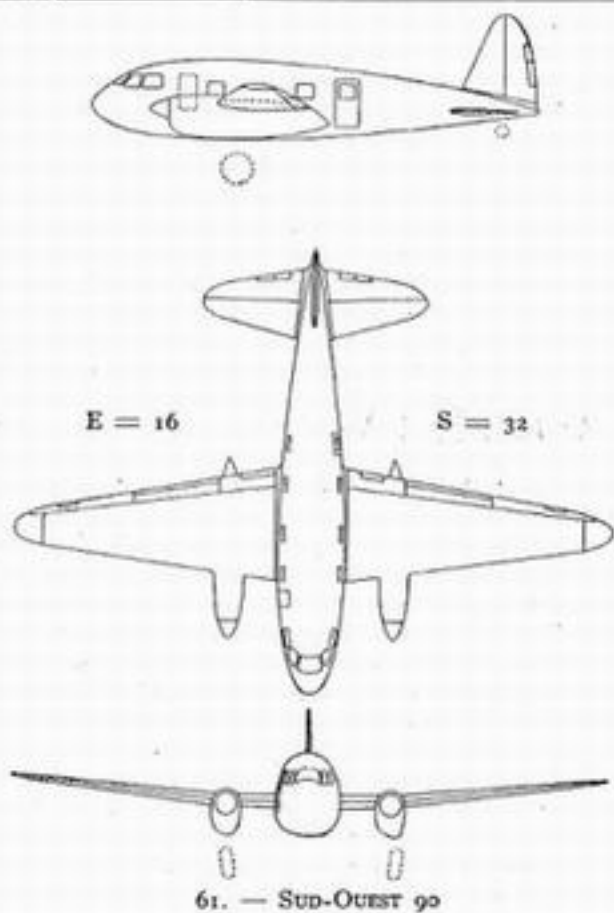
59. — SUD-EST 200



L = 6,55

 $\Phi = 12,5$ 

60. — SUD-EST 700





## RÉPERTOIRE GÉNÉRAL

des principaux avions français et étrangers  
cités dans le présent ouvrage.

*L'Ingénieur éprouve souvent le désir de disposer de monographies d'avions existants. Une collection de telles monographies ne serait certes pas superflue en Appendice à un ouvrage sur la Construction des Avions. Mais un tel travail demanderait plus de place que nous n'en avons ici.*

*Il a semblé utile cependant, pour répondre partiellement à ce souci, sous le plus faible volume possible, de regrouper pour la commodité du lecteur toutes les citations relatives à un même appareil et éparées dans tout l'ouvrage. Il n'en résultera pas une description complète de l'avion, mais, du moins pour ceux qui sont fréquemment cités, il pourra en ressortir quelques traits saillants de sa physionomie.*

*On a mentionné aussi les photographies (lettre  $\gamma$  suivie d'un n° d'ordre) et figures relatives à l'appareil en question; on rappelle que lorsque la photographie d'un appareil est donnée, un dessin d'ensemble à 3 vues l'est aussi (lettre  $\delta$  suivie d'un n° d'ordre); ces dessins sont insérés dans le livre en 15,2, juste après ou les photographies. La mention T 8 ou T 9 indique que des caractéristiques numériques de l'appareil figurent dans les tableaux d'ensemble, de devis de poids et de caractéristiques générales, donnés respectivement en 8,2 et 9,3.*

*Pour abrégé, le présent répertoire ne reprend pas les citations d'appareils faisant l'objet d'un chapitre ou d'un paragraphe spécialisé et annoncé au Sommaire, comme les autogires (10,3), les hélicoptères (10,4), les planeurs de vol à voile (12).*

## 16,0 - 'RÈGLES DE DÉSIGNATION DES APPAREILS

Pour mieux s'y retrouver au milieu de ces citations, il n'est peut-être pas inutile de rappeler quelques-unes des règles qui président à la désignation des appareils dans les divers pays, pour autant qu'elles nous soient connues.

16,01

Désignation des avions français.

Sans que ce soit une règle absolue, les avions sont généralement désignés par le nom de la firme qui les a conçus, suivi d'un numéro de trois chiffres dont les deux premiers sont le numéro du type et le dernier désigne généralement des variantes (le plus souvent installation de moteurs différents). Par exemple le Lioré & Olivier 45 équipé de moteurs Gnome et Rhône 14 N s'appelle Leo 451 et avec des moteurs Gnome et Rhône 14 R il s'appelle Leo 455. Les différences sur le moteur sont quelquefois plus faibles : ainsi l'avion de chasse Morane-Saulnier toujours équipé d'un moteur Hispano-Suiza 12 Y, s'appelle 405 lorsqu'il s'agit du 12 Y grs à réducteur 48/51, et 406 lorsqu'il s'agit du 12 Y-31 à réducteur 2/3.

Nous avons dit que la règle n'est pas absolue : des constructeurs ont été jusqu'à quatre chiffres, pour désigner certaines subtilités dans les variantes. Nous ne voulons pas parler ici du cas où le nombre des variantes dépasse 9 (cas du Potez 63-11, par exemple, où l'application de la règle précédente reste bien visible) mais de cas dont l'interprétation n'est pas évidente, comme par exemple celui des gros quadrimoteurs Farman : le F 223 n'est que très vaguement dérivé des 221 et 222, avec lesquels il n'a guère en commun que la formule monoplan haubané quadrimoteur en tandem

— mais il possède lui-même des variantes véritables, qui s'obtiennent par addition d'un quatrième chiffre : F. 2230 et 2231 civils, 2233 bombardier, 2234 transatlantique substratosphérique, etc...

Enfin la désignation numérique a été parfois doublée d'un « pseudonyme », souvent attribué par chaque constructeur selon la fantaisie de sa propagande commerciale. Exemples : Caudron 635 « Simoun », Caudron 445 « Goéland », Bloch 210 « Verdun », Bréguet 462 « Vultur », Bloch 161 « Languedoc », Latécoère 631 « Lionel de Mirnier », etc...

Lors de la nationalisation de l'Industrie Aéronautique Française, beaucoup d'appareils ont été achevés par une Société qui n'était pas celle qui en avait commencé la conception; ils ont souvent conservé leur nom d'origine; il y a cependant des exemples de l'inverse, d'où une certaine confusion dans les désignations (par exemple le Bloch 161 est souvent désigné aussi sous le nom de S. O. 161 du nom de la Société Nationale de Constructions Aéronautiques du Sud-Ouest).

Pour éviter toute ambiguïté, nous nous sommes efforcés de désigner les appareils toujours sous le même nom dans tout l'ouvrage, et c'est *ce nom-là* qui figure au présent Répertoire, sans autre souci que l'ordre alphabétique, et sans chercher à regrouper dans le même voisinage les avions étudiés en fait par le même bureau d'études (exemples : Bloch 161 et S. O. 30, Lioré 45 et S. E. 100, Farman 223, N. C. 150 e; S. O. 3020, etc... etc...).

## 16,02 Désignation des avions étrangers.

### 16,021 *Avions allemands.*

En Allemagne, les avions sont également désignés par le nom du constructeur, suivi d'un numéro d'ordre; mais les règles d'établissement de ce numéro ne semblent pas être exactement les mêmes qu'en France : des numéros consécutifs s'appliquent souvent à des appareils très différents — encore qu'il y ait cependant parfois une certaine filiation lointaine. Par exemple le Messerschmitt 108 est l'avion de tourisme « Taifun »; le Messerschmitt 109 est l'avion de chasse bien connu, également monomoteur à aile basse, dont on peut dire qu'il dérive du précédent dans une certaine mesure; par contre le Messerschmitt 110 est un « destroyer » bi-moteur, qui n'a vraiment plus grand'chose de commun avec les précédents, sauf peut-être un certain nombre de principes constructifs (structure d'aile monolongeron, etc...).

Il semble d'ailleurs que la création de dérivés soit susceptible d'affecter quelquefois le premier chiffre : ainsi le Dornier 217 semble un dérivé plus poussé du Dornier 17, de même le Junkers 188 par rapport au Junkers 88, le Messerschmitt 210 par rapport au Messerschmitt 110, etc... Il s'agit là aussi de dérivations relativement lointaines.

Enfin, pour les avions dérivés *étroitement* les uns des autres, il semble que les Allemands utilisent l'addition d'une lettre à la suite du nom initial de l'appareil : ainsi de nombreuses variantes successives du Messerschmitt 109 ont vu le jour sous les désignations de Me 109 C, D, E, F, G.

### 16,022 *Avions américains.*

En Amérique les *prototypes* portent généralement aussi le nom de leur constructeur, suivi d'un numéro d'ordre. Mais dès qu'ils sont adoptés en série ils sont désignés par une ou plusieurs lettres caractéristiques du programme auquel ils répondent, et ensuite :

- pour les appareils destinés à l'aviation terrestre (Army Air Corps) par un numéro d'ordre pris purement et simplement dans la suite naturelle des nombres, sans se soucier du constructeur : ainsi le P. 35, 35<sup>e</sup> avion de chasse (P = poursuit) commandé en série par l'Air Corps, est un Seversky; le P. 36 n'est autre que le Curtiss appelé en France Curtiss « Hawk » 75; le P. 39 est le Bell « Airacobra », etc...
- pour les avions destinés à la Marine (Navy), par une lettre caractéristique du constructeur et par un numéro d'ordre pris dans la suite naturelle des nombres *pour les appareils provenant de ce même constructeur*. Par exemple le S. B. U 1 est un appareil de reconnaissance et de bombardement (S B = Scout Bomber), le premier commandé en série à Vought-Sikorsky (U = Vought-Sikorsky).

La lettre X dans la désignation des avions, indique un prototype ou un appareil expérimental.

Les appareils dérivés constituant les perfectionnements d'un même type sont désignés, comme il vient d'être dit pour les allemands, par une lettre ajoutée à la suite de la désignation officielle. Par exemple le prototype des « Forteresses Volantes » s'appelait Boeing 299 : sa désignation de série est B. 17, dont plusieurs variantes ont vu le jour successivement jusqu'à la variante F, dernière variante connue au moment où nous mettons sous presse.

16,023 *Avions britanniques.*

Les avions anglais sont généralement désignés par un « nom de guerre » commençant souvent par la même initiale que son constructeur (exemples : Avro « Anson », Handley-Page « Halifax », Hawker « Hurricane », Short « Stirling », Supermarine « Spitfire », Westland « Whirlwind », etc...). Cette initiale n'est quelquefois qu'approximative (exemples : Vickers « Wellington » et « Wellesley »).

Il y a cependant de très nombreuses exceptions. Pour ne citer que quelques-unes des plus connues : Fairey « Battle », Blackburn « Skua » et « Roc », Westland « Lysander », Boulton and Paul « Defiant », Avro « Manchester » et « Lancaster », Hawker « Tornado » et « Typhoon », etc...

Les appareils militaires américains mis en service dans la Royal Air Force ont été dotés à cette occasion et pour cet usage d'un « nom de guerre » analogue (par ex. le Consolidated B 24 s'est appelé « Liberator », le Lockheed P 38 « Lightning », le Martin B 26 « Marauder », etc...).

16,024 *Avions italiens.*

Les règles de désignation des avions italiens semblent apparentées à celles des avions français et allemands.

16,025 *Avions japonais.*

Les avions militaires japonais des forces terrestres et maritimes sont désignés par les deux derniers chiffres du millésime (compté depuis la fondation de l'Empire Japonais, qu'on fait remonter à l'an 1660 avant J.-C.) de l'année au cours de laquelle ils ont été mis en service. Par exemple, le monoplace de chasse type 00 des forces terrestres a été mis en service en l'an japonais 2600, ce qui fait pour nous 1940. Ce système de désignation des avions s'applique à tous les appareils sans tenir compte du nom du constructeur, que nous ajouterons cependant pour permettre de mieux distinguer les types. Ainsi le monomoteur de chasse S. 00 dont nous venons de parler est construit par la firme Mitsubishi; nous l'appellerons Mitsubishi S. 00.

16,026 *Avions russes.*

Les dénominations des avions russes comprennent une suite de lettres, qui sont généralement les initiales ou le début du nom de leurs auteurs, suivies d'un numéro d'ordre. Par exemple, l'avion de chasse Jak 3 ou Yak 3 a été conçu par Alexandre Jakovleff (ou Yakovlev). Le chasseur Mig 1 serait l'œuvre de Mikoyan et Gourevitch, le Lagg 3 aurait été créé par Lavatchkine, Gorbounov et Goudkov, et le bimoteur de reconnaissance et de bombardement léger PE 2 serait l'œuvre de Petliakov.



## 16,1 - APPAREILS FRANÇAIS

---

*Amiot 143 (T 9).*

1,104 — 1,121,123 — 1,121,211 —  
1,122.1 — 1,30 — 1,322.1 — 4,111.32  
(fig.) — 4,111.22 — 4,111.23.

*Amiot 350, 351, 354 (φ 46 et 47 — T 8 — T 9).*

1,121.211 — 1,512.1 (fig.) — 3,233 —  
3,421 — 4,111.222 (fig.) — 4,111.44 —  
4,111.622 (figure) — 4,112.122.42 (figure)  
— 4,112.422.1 — 4,121.211 — 4,130 —  
4,211.1 — 4,312.22 (fig.) — 4,312.24 (fig.)  
— 4,333.1 — 4,421.24 — 4,423.1 — 4,423.23  
— 5,231.21 — 5,231.32 — 5,412.22 —  
5,413.3 — 5,433.2 — 7,331.

*Amiot 370.*

1,121.211.

*Arsenal V. G. 33 (Pl. I).*

0,13 — 1,121.213 — 4,323 (fig.) — 7,142.

*Bloch 120.*

1,121.211.

*Bloch 131.*

1,322.2 — 1,324.2 — 4,111.220.

*Bloch 152 (T 8).*

1,121.213 — 1,511.11 (fig.) — 2,122.2  
(fig.) — 3,233 — 4,111.122 (fig.) —  
4,111.220 — 4,111.621 — 4,112.23 —  
4,312.22 (fig.) — 4,412.11 — 4,412.12 —  
4,471.22.

*Bloch 161 «Languedoc» (φ 6—δ 5—T8—T9).*

1,232 — 1,512.1 (fig.) — 3,421 — 4,111.220  
— 4,413.1 — 4,421.21 — 4,421.22 —  
4,423.1 — 5,422.1 — 5,422.3 — 6,523.12  
— 6,523.212 — 6,525.1 — 12,223.1.

*Bloch 174-175 (4 — δ 6 — T 8 — T 9).*

1,121.123 — 1,121.213 — 1,412 (renvoi)  
— 1,422 — 1,522 — 3,214.22 — 3,233 —  
3,421 — 4,111.122 (fig.) — 4,111.220 —  
4,112.23 — 4,112.422.1 — 4,112.51 —  
4,312.22 (fig.) — 4,312.24 — 4,472.2 (fig.)  
— 7,331.

*Bloch 200.*

1,121.211 — 1,510.12 — 4,312.22 —  
4,51 (fig.).

*Bloch 210 (T 8).*

4,111.122 (fig.) — 4,112.422.1 — 4,312.22.

*Bloch 220.*

— 1,121.123 — 1,121.132 — 1,121.31  
1,512.1.

*Bréguet 19.*

1,113 (fig.) — 4,112.122.41

*Bréguet 27.*

1,113 (fig.) — 1,122.1 — 1,30 — 4,012.213  
— 4,112.111.3 — 4,112.122.41 — 4,411 —  
4,412.11. — 4,412.132.

*Bréguet « Bizerte ».*

4,112.113.1 (fig.) — 4,112.122.3 (fig.) —  
4,112.122.41 (fig.).

*Bréguet 500.*

1,122.1 — 3,323.13 — 3,421 — 4,111.34 —  
4,111.622 — 4,112.122.42 — 4,112.422.22.

*Bréguet 691-693 (φ 43 et 44 — T 8 — T 9).*

1,121.212 — 1,512.1 (fig.) — 4,111.421.2  
4,111.421.4 (fig.) — 4,111.433 — 4,111.623  
— 4,112.323 — 4,112.421.22 — 4,112.422.  
23 (fig.) — 4,312.212 (fig.) — 4,312.213 —  
4,312.22 (fig.) — 4,332.1 — 4,312.12 (fig.)  
— 4,412.22 — 4,412.11 — 4,412.12 —  
4,421.21 — 4,423.1 — 4,472.4 — 4,712.1  
4,712.3 (fig.) — 4,713.11 — 5,212.21 —  
— 5,223.3 — 5,431.2.

*Bréguet 730 (T 9).*

4,111.433 (fig.).

*Capra S. 200.*

4,013.31 — 5,223.2.

*Caudron « Aiglon ».*

1,122.22.

*Caudron 635 « Simoun » (δ 13 — T 8).*

1,121.213 — 1,510.13 (fig.) — 1,522 —  
4,121.3 — 4,411 — 4,412.11 — 4,412.132.  
— 4,412.22.

*Caudron 445 « Goéland » (δ 11 — T 8 — T 9)*

1,121.132 — 3,421 — 4,121.3 — 4,122.22.

*Caudron 690.*

3,324.42 — 4,112.122.0 — 4,121.3 — 7,331.

*Caudron 714.*

1,121.123 — 1,121.232 — 1,521 — 4,321 (fig.) — 4,412.132 — 4,331.

*Delanne 10.*

1,121.222 — 4,411.3 — 10,01.

*Dewoitine 333.*

1,510.13.

*Dewoitine 338 (T 8 — T 9).*

4,112.113.1 (fig. C).

*Dewoitine 371.*

2,122.1 (fig.) — 4,034.11 — 4,101 — 5,04

*Dewoitine 500 (T 8 — T 9).*

0,222 — 1,122.321 — 1,421 — 1,510.12 — 2,122.2 (fig.) — 3,231 (fig.) — 4,112.122.21 (fig.) — 4,112.420.2 — 4,211.2 — 4,411.1 (fig.).

*Dewoitine 501.*

4,112.420.2 — 4,211.2 — 4,411.1.

*Dewoitine 510.*

4,112.420.2 — 4,211.2 — 4,111.2 (fig.)

*Dewoitine 520 (φ 2 — δ 17 — T 8 — T 9)*

1,121.213 — 1,421 — 1,511.11 (fig.) — 1,511.3 (renvoi) — 1,522 — 3,231 — 3,421 — 4,111.222 — 4,111.722 (fig.) — 4,211.1 — 4,211.2 — 4,411 — 4,412.11 — 4,412.12 — 4,412.131 — 4,472.2 (fig.) — 5,422.1 — 5,433.2 — 5,524.32.

*Farman 221. — 222.*

1,112.21 — 1,232 — 4,112.113.1.

*Farman 223 et dérivés (T 8 — T 9).*

1,112.22 — 1,232 — 4,111.322 — 4,1,112.22 — 1,232 — 4,111.322 — 4,112.121.42 — 4,112.322 — 5,813.1 — 6,525.1 — 11,222.3.

*Farman 402.*

1,121.211.

*Gourdou 521.*

4,112.112.1 — 4,112.122.22.

*Latécoère 298 (T 8).*

1,122.321.

*Latécoère 300.*

1,110 — 1,232.

*Latécoère 521.*

1,110 — 1,233 (fig.) — 4,112.113.1.

*Latécoère 631 « Lionel de Marmier » (φ 7 — δ 36 — T 8 — T 9).*

1,110 (renvoi) — 1,121.121 — 1,121.123 — 4,111.441 (fig.) — 4,112.421.21 (fig.) — 6,441.2. — 8,014.

*Les Mureaux 110, 113, 115, 117 (T 8 — T 9).*

1,112.22 — 1,510.12 — 1,521 — 4,111.721 — 4,112.420.2.

*Les Mureaux 170.*

1,222.321.

*Lignel 16.*

4,121.4.

*Lioré & Olivier 242.*

1,121.211.

*Lioré & Olivier 246.*

1,121.210 — 4,121.3 — 4,112.21 — 4,131.

*Lioré & Olivier 45 (φ 5 — δ 37 — T 8 — T 9).*

1,121.113 — 1,121.213 — 1,121.231 — 1,322.2 (renvoi) — 1,411.12 — 1,422 — 1,423 — 1,512.1 (fig.) — 1,522 — 3,421 — 4,013.31 — 4,111.131 — 4,111.132 — 4,111.421.2 (fig.) — 4,111.421.4 — 4,111.432 — 4,111.433 — 4,111.521 — 4,111.623 — 4,111.632 — 4,112.112.1 — 4,112.121.1 — 4,112.122.22 — 4,112.323 — 4,112.421.21 — 4,112.421.22 — 4,112.422.22 — 4,112.51 — 4,112.52 — 4,130 — 4,211.1 — 4,312.211 — 4,312.22 (fig.) — 4,312.24 — 4,413.1 (fig.) — 4,421.22 — 4,712.2 — 4,712.3 (fig.) — 4,713.12 — 5,212.1 (fig.) — 5,221.3 — 6,141.23 — 6,441.2 — 8,322 — 8,322.3.

*Lioré & Olivier 47 (T 9).*

1,121.210 (renvoi) — 1,232 — 4,112.113.1 — 4,112.122.3 (fig.) — 4,112.322.

*Lioré & Olivier 48.*

1,122.31 — 3,243 — 4,111.521.2 — 10,22.

*Loire-Nieuport 40 et 42.*

1,121.221 — 1,511.13 — 2,121.3 — 4,111.313.

*Loire-Nieuport 46.*

1,121.222 — 2,122.1 (fig.).

*Morane-Saulnier 230 (T 8).*

1,112.22 — 1,121.132 — 1,441.2 — 1,510.11 — 1,510.12 — 1,533.1 — 4,101 — 4,112.102.2 — 4,133.0 — 4,411.1.

*Morane-Saulnier 315.*

1,112.22 — 1,121.132 — 4,101 — 4,133.0 — 4,812.21.

*Morane-Saulnier* 406 (♀ 1,37, 38 et 39 — ♂ 50 — T 8 — T 9).

1,424 — 1,511.11 (fig.) — 1,511.3 (renvoi) — 1,521 — 3,232 — 4,013.31 — 4,111.212 (fig.) — 4,111.213 — 4,111.621 — 4,111.622 (figure) — 4,112.111.4 — 4,112.112.2 — 4,112.121.1 — 4,112.121.21 — 4,112.23 — 4,112.422.33 — 4,130 — 4,133.0 — 4,211.2 — 4,311.0 — 4,312.12 — 4,411 — 4,412.11 — 4,412.12 — 4,412.212 (fig.) — 4,412.31 — 4,412.32 — 4,421.22 — 4,423.22 — 4,423.23 — 4,471.22 (fig.) — 4,51 — 4,624 — 4,04 — 5,11 — 5,212.22 — 5,223.2 — 5,524.111.

*Morane-Saulnier* 470 (♀ 41 — T 8).

1,511.2 — 5,223.2 — 5,434.

*Mureaux (les)*. — Voir *Les Mureaux*.

*NC* (v. ci-après *SNCA du Centre*).

*Nieuport* 62.

1,113 (fig.) — 4,322.1 — 4,813.2.

*Nieuport* 121, 122, 125.

2,122.1 — 5,231.21.

*Nieuport* 140.

4,111.213.

*Nieuport* 161.

1,413 — 4,111.222 — 5,231.21.

*Potez* 25.

1,111.2 (fig.) — 1,113

*Potez* 39.

1,112.22 (fig.) — 4,102 — 4,411.1 — 4,813.2.

*Potez* 43 (T 8).

3,214.12 — 3,324.42.

*Potez* 58.

3,214.12 — 3,324.42.

*Potez* 63 (♀ 3 — ♂ 55 — T 8 — T 9).

1,121.123 — 1,422 — 1,441.2 — 4,111.122 (fig.) — 4,111.621 — 4,112.422.1 — 4,112.423.1 — 4,130 — 4,312.22 (fig.) — 4,624 — 5,232.31.

*Potez-SNCAN* 141 — 4,111.122.

*Potez-SNCAN* 161 (♂ 56 — T 8 — T 9).

1,110 — 1,121.123 — 1,121.211 — 1,123.232 — 3,214.12 — 4,111.122 —

4,111.123 — 4,112.42 (figure) — 4,112.122.42 (fig.) — 4,812.22 — 4,813.2 — 9,124.

*Potez* 540 (T 9).

1,112.21 — 1,121.231 — 1,221 — 4,51 (fig.) — 5,04.

*Schreck FB. A.* 17.

1,211 (fig.).

*SNCA du Centre* : *N. C.* 130.

6,525.223.1 — 11,2 — 11,211.2 — 11,212.2.

*SNCA du Centre* : *N. C.* 150.

4,113.0 — 4,132 — 4,133.2.

*SNCA du Centre* : *NC* 530.

7,131.

*SNCA du Nord* : *SNCAN* 161 (Voir *Potez-SNCAN* 161).

*SNCA du Sud-Est* : *S. E.* 100 (T 8).

1,122.31 — 1,411.1 — 1,532.2 (fig.) — 1,532.4 — 2,125.21 — 4,121.4 — 4,125.1 — 4,125.3 — 4,131 — 4,211.2 — 4,311.0 — 4,723.2 (fig.).

*SNCA du Sud-Est* : *S. E.* 200 (♀ 8 — ♂ 59 — T 8 — T 9).

1,121.123 — 1,121.222 — 4,111.433.

*SNCA du Sud-Est* : *S. E.* 2010 (T 9).

*SNCA du Sud-Ouest* : *S. O.* 30 *N* (T 8).

3,421 — 6,524.122 — 6,525.232.

*SNCA du Sud-Ouest* : *S. O.* 30 *R.* (Pl. II T 9).

0,13. — 1,1211.212 — 4,111.123 — 4,312.212 — 6,524.122 (fig.).

*SNCA du Sud-Ouest (puis du Centre)* : *S. O.* (puis *NC*) 3020.

3,132 — 4,133.0 — 4,133.2 — 11,211.2 — 11,221.12.

*SNCA du Sud-Ouest* : *S. O.* 80.

4,52.

*SNCA du Sud-Ouest* : *S. O.* 90 (♂ 61 — T 8).

3,421 — 4,52.

*SPAD* 510.

4,410 — 4,411.3 (fig.).

*SPCA* 80 et 90.

4,111.41 (fig.) — 4,712.3.

*Wibault* 282-283 (T 9).

1,421 — 1,510.13 (fig.) — 7,131.



# 16,2 - APPAREILS ÉTRANGERS

## 16,21 - APPAREILS ALLEMANDS

- Arado* 296.  
4,013.31.
- Arado* 234.  
11,342.23 — 11,342.3.
- Blohm und Voss BV* 138.  
1,231 — 1,30.
- Blohm und Voss Ha* 139.  
1,121.121 — 1,121.221.
- Blohm und Voss BV* 141.  
1,511.11 — 2,122.3 (fig.) — 2,125.22.
- Blohm und Voss* 222 « Viking ».  
4,211.1 — 11,43.
- Darmstadt D* 29.  
1,423.
- Dornier Do X*.  
1,233.
- Dornier* 17 et 215 (T 9).  
2,123 — 3,214.3 — 3,222.3 (fig.) —  
4,413.1 — 4,421.24.
- Dornier* 18.  
1,221.1.
- Dornier* 24.  
1,121.210 (renvoi) — 7,131.
- Dornier* 26 (δ 18 — T 9).  
1,110 (renvoi) — 1,121.222 — 1,202.2  
(fig.). — 1,232.
- Dornier* 217 (φ 15 — δ 19 — T 9).  
2,123 — 3,214.3 — 3,243. — 4,111.123.  
— 4,421.24 — 6,412.14.
- Dornier* 335.  
1, 211 (renvoi).
- Fieseler* « Storch » (δ 24 — T 8).  
1,122.321 (fig.) — 3,214.12 — 3,320 —  
4,311.11 — 5,312.
- Focke-Wulf* 189.  
1,30 — 1,321.3 — 2,125.22 — 4,413.1  
— 4,712.2 (fig.) — 7,131.2.
- Focke-Wulf* 190 (φ 11 — δ 25 — T 8).  
1,121.213 — 1,511.11 — 1,511.3 —  
3,222.4 — 3,233 — 4,111.421.2 —  
4,111.421.3 (fig.) — 4,111.421.4 (fig.) —  
4,111.521.4 (fig.) — 4,112.421.22 —  
4,412.131 — 4,412.323 — 4,421.24 —  
4,111.64 — 4,714.15 — 5,513 — 5,523.22  
(fig.) — 6,141.24 — 6,34 — 6,412.14  
7,222.2 — 7,222.3.
- Focke-Wulf* 200 « Condor » et « Kurier » (δ 26  
— T 9).  
1,512.1 (fig.) — 4,412.212 — 6,183.2.
- Focke-Wulf* « Ente ».  
1,532.35 — 10,110.
- Heinkel* 70.  
1,121.111 — 1,121.221.
- Heinkel* 111 (φ 14 — δ 32 — T 9).  
1,121.111 — 1,121.221 — 1,122.321 —  
1,322.2 (renvoi) — 1,322.3 — 3,122.1 —  
4,101 — 4,111.121 — 4,111.131 —  
4,112.111.2 (fig.) — 4,112.121.2 (fig.)  
— 4,112.122.3 (fig.) — 4,112.122.42  
(fig.) — 4,413.1 — 4,423.1 — 4,423.3  
— 4,442.2 — 4,52 — 4,622 (fig.) —  
5,524.131 (fig.) — 5,524.33 — 6,122.33  
— 6,511.4.
- Heinkel* 112-113.  
1,121.121 — 1,121.221 — 1,511.11 —  
4,111.222.
- Heinkel* 162 (Volksjäger).  
11,342.23 — 11,342.3.
- Heinkel* 177 (T 9).  
1,232 — 1,442.1 — 1,511.3 (renvoi) —  
1,512.2 — 2,125.21 — 4,624.1 —  
6,122.34 — 6,141.25 — 6,523.12.
- Heinkel* 280.  
11,342.23 — 11,342.3.
- Henschel* 121.  
1,121.222.
- Henschel* 126.  
1,510.13 — 4,112.323 (fig.) — 4,411.3  
— 4,813.2.

*Henschel 129.*

1,441.121 — 2,121.2 — 4,112.111.2 (figure) — 4,112.122.1 — 4,412.12 — 4,412.323 — 4,611.22 — 5,233.1 — 5,233.2 — 5,431.1 — 5,431.3 — 5,523.4.

*Henschel 293 (bombe volante).*

11,333.

*Junkers 52 (T 8 — T 9).*

3,214.221.2 (fig.) — 3,214.3 — 4,111.34 — 4,312.22 — 4,112.111.3 — 7,222.3 — 12,223.1.

*Junkers 86.*

1,512.2 (fig.) — 3,214.3.

*Junkers 87 (δ 33).*

1,121.221 — 2,121.3 — 3,214.221.2 — 3,242.

*Junkers 88 (φ 12 — δ 34 — T 9).*

1,512.2 — 2,12 — 2,123 — 3,242 — 4,111.123 — 4,112.323 — 4,412.131 — 4,52 (fig.) — 4,625.32 — 4,714.14 — 5,523.24 — 6,122.34 — 6,183.2 — 7,222.1 — 11,113.2 — 11,43.

*Junkers 90.*

3,214.3.

*Junkers 288.*

3,242.

*Messerschmitt Me 108 « Taifun » (δ 44 — T 9).*

4,312.25 (fig.) — 4,421.21. — 7,113.2 (fig.)

*Messerschmitt Me 109 (φ 10 — δ 45 — T 8 — T 9).*

1,121.213 — 1,122.21 — 1,122.321 (fig.) — 1,421 — 1,441.121 — 1,511.11 (fig.) — 1,511.3 (renvoi) — 1,522 — 2,04 — 2,121.3 — 3,113.32 — 3,122.2 — 3,214.12 — 3,214.21 — 3,232.2 (fig.) — 4,111.222 (fig.) — 4,112.122.42 (fig.) — 4,112.422.1 (fig.) — 4,312.22 — 4,312.25 (fig.) — 4,411 — 4,412.0 — 4,412.11 — 4,412.131 — 4,423.22 — 4,423.23 — 4,442.2 — 4,52 — 4,611.1 — 4,611.22 — 4,612.3 — 4,711.112 — 4,711.3 — 5,04 — 5,212.21 — 5,232.2 — 5,431.2 — 5,523.32 (fig.) — 5,523.33 — 5,523.34 — 6,121.11 — 6,511.4 — 7,132.4 — 7,133 — 7,331.

*Messerschmitt Me 110, (φ 13 — δ 46 — T 9).*

1,512.1 — 2,125.22 — 4,312.25 (fig.) — 4,412.131 — 4,52 — 4,611.1.

*Messerschmitt 163.*

10,131 — 11,334.

*Messerschmitt Me 210 (δ 47 — T 9).*

1,121.123 — 4,611.1.

*Messerschmitt 262.*

1,532.33 — 1,532.35 — 11,342.23 — 11,342.3.

*Messerschmitt 323 « Gigant » (δ 48 — T 9).*

1,533.1 (fig.) — 2,112.2 — 2,121.6 — 4,611.1.

*Siebel 204.*

1,121.32 — 1,441.121 — 4,711.112 — 5,221.2 — 5,2313.32 — 5,223.6 — 4,611.1.

*V<sub>1</sub> (bombe volante).*

11,341.2 (fig.) — 11,41 — 11,42.

*V<sub>2</sub>.*

11,332.

## 16,22 - APPAREILS AMÉRICAINS

*Barklay-Grow.*

4,111.422.2 (fig.) — 4,111.623.

*Beechcraft D 17 R. (δ 3 — T 9).*

1,111.3.

*Bell « Airacobra » (φ 17 — δ 4 — T 9).*

1,121.213 — 1,212 — 1,532.1 — 1,532.5 — 4,442.2 — 2,122.2 — 4,51.

*Bell P. 59 « Airacomet ».*

1,532.35 — 11,342.3.

*Bell « Airacuda ».*

1,201 — 1,221 — 1,422 — 1,532.1 — 2,125.21.

*Boeing B 17 « Flying Fortress » (φ 22 — δ 7 — T 9).*

2,125.21 — 2,125.22 — 7,122.

*Boeing B 29 « Superfortress » (T 9).*

1,413 — 1,512.2 — 1,532.35 — 11,211.3.

*Boeing 307 « Stratoliner » (δ 8 — T 9).*

11,211.3.

*Boeing 377 « Stratocruiser » (T 9).*

11,211.3 — 11,212.1.

*Boeing 314 « Clipper » (φ 27 — δ 9 — T 9).*

1,422.

*Budd R. B. 1 « Conestoga » (T 9).*

4,013.31 — 5,223.2.

*Consolidated B. 24 « Liberator » (23 — δ 14 — T 9).*

1,121.121 — 1,422 — 1,512.2 — 1,532.1 — 4,112.113.2 — 4,412.131.

*Curtiss « Hatch » 75 (δ — φ 16 — T 9).*

1,121.132 — 1,511.13 (fig.) — 1,511.3 (renvoi) — 1,522 — 3,421 — 4,111.422.1 — 4,111.622 — 4,412.111 — 4,211.1 (fig.) — 4,332.1 — 4,421.24 — 4,472.2 — 4,711.11 — 5,433.1 — 5,523.1 — 6,121.14 — 6,121.211 — 6,211.1 — 6,422.2 — 6,511.4 — 7,111 — 7,112.11 — 7,133.

*Curtiss « Ascender ».*

10,111.

*Curtiss C 46 « Commando » (δ 15 — T 8 — T 9).*

1,121.123 — 11,212.1 (fig.).

*Douglas A 24.*

3,214.221.1 — 3,242.

*Douglas B. 19* (ø 24 — ø 20 — T 9).

1,422 — 1,512.2 — 2,221 — 4,412.131.

*Douglas D B 7* (ø 20 — ø 21 — T 8 — T 9)1,121.132 — 1,121.211 — 1,422 —  
1,532.1 — 2,121 — 3,412.211 — 3,421 —  
4,111.222 (fig.) — 4,111.622 (fig.) —  
4,112.122.42 — 4,122.422.21 — 4,412.131.*Douglas. D C 2.*1,121.122 — 1,121.213 — 1,122.22 —  
4,111.422.1 (fig.) — 4,111.433 — 4,111.622  
— 4,112.421.22 — 4,472.4 — 4,71111 —  
6,511.4.*Douglas D C 3 ou C 47. « Dakota »* (ø 22 — T 9).1,121.123 — 1,121.132 — 1,122.22 —  
6,111.2.*Douglas D C 4 « Skymaster » C 54* (T 9).

1,512.2 — 1,532.1 — 4,443.

*Douglas D C 5.*

2,111.2.

*Fairchild C 82 « Packet ».*

2,112.

*Glenn Martin* (v. ci-après à la lettre alphabétique M).*Grumann F 3 F 1.*

1,511.2 — 4,411.

*Lockheed « Orion ».*

1,511.3.

*Lockheed L 10 « Electra ».*

1,414 — 4,711.12.

*Lockheed L 14 et L 18* (25 — ø 38 — T 9).1,121.212 — 1,411.12 — 1,414 — 1,443  
— 3,214.221.2 — 3,324.42.*Lockheed P 38 « Lightning »* (ø 19 — ø 39 — T 9).

1,30 — 1,321.3 — 2,121.3.

*Lockheed 49 « Constellation » C 69* (ø 26 — ø 40 — T 9).1,422 — 1,532.35 — 4,443 — 6,242.4 —  
6,524.35 — 11,211.3 — 11,212.2.*Lockheed P 80 « Shooting Star ».*

11,342.3.

*Glenn Martin B 26 « Marauder »* (ø 21 — ø 41 — T 9).

1,422 — 2,125.21 — 4,412.131.

*Glenn Martin 130.*

7,131.

*Glenn Martin « Mariner ».*

1,121.222.

*Glenn Martin 167* (ø 43).1,512.1 (fig.) — 4,111.421.1 — 4,111.421.3  
— 4,111.632 (fig.) — 4,111.723 — 4,121.3  
— 4,412.131 (fig.) — 4,421.22 — 4,422.2  
— 4,423.23 — 4,711.12 — 6,141.25*Glenn Martin « Mars »* (ø 42 — T 9).

1,121.123.

*North American N A 57* (T 8).

1,121.123 — 1,121.232.

*North American B 25. « Mitchell »* (ø 51 — T 9).

1,121.232. — 1,422 — 1,532.1 — 2,125.21.

*North American P 51 « Mustang »* (ø 52 — T 9).1,511.11 — 4,111.421.2 — 4,111.441 —  
4,51 — 6,112.3 (fig.) — 6,141.13.*Northrop A 17.*

3,214.21.

*Republic P 47 « Thunderbolt »* (ø 18 — ø 57 — T 9).1,121.121 — 1,511.11 — 1,511.3 — 2,121.3  
— 4,412.131.*Ryan.*

4,312.11.

*Seversky P 35.*

4,112.421.22.

*Sikorsky S 42.*

1,30 — 4,112.422.1.

*Sikorsky S 43* (T 9).

4,625.33 — 6,422.3.

*Stinson « Reliant ».*

1,510.13.

*Vought-Sikorsky « Corsair »* (ø 64 — T 9).

1,121.221.

*Vultee V. 11 et V. 11 A.*3,221 — 4,112.111.3 — 4,112.113.2 (fig.)  
— 4,112.421.22 — 4,112.423.2 — 4,312.12  
(fig.).*Waco « N ».*

1,532.5.

*Waterman « Arrowbile ».*

2,114.1 (fig.).



## 16,23 - APPAREILS BELGES

Renard R. 36. 4,111.113 — 411.212 — 4,112.23 — 4,311.12.  
 Renard R. 40. 11,222.

## 16,24 - APPAREILS BRITANNIQUES

*Armstrong-Whitworth « Whitley ».*

1,121.31 — 4,111.112.3.

*Armstrong-Whitworth « Ensign ».*

2,111.2.

*Avro 683 « Lancaster » (δ 2 — T 9).*

1,121.123 — 1,121.212 — 1,422 —  
 4,112.122.1.

*Avro « York ».*

1,121.212 — 1,422 — 2,111'2.

*Blackburn « Skua ».*

1,423 — 2,121.3.

*Boulton and Paul « Defiant ».*

1,322.2 — 2,125.22.

*Bristol « Blenheim ».*

2,221 — 4,111.122 — 4,111.123 —  
 4,112.121.1 — 4,112.122.41 (fig.).

*Bristol « Beaufighter » (φ 31 — δ 10 — T 9).*

1,121.212 — 4,413.1 — 7,232.2.

*Fairey « Battle ».*

1,511.13.

*Fairey « Barracuda ».*

1,423.

*Gloster « Meteor ».*

1,532.35 — 11,342.3.

*Handley Page « Hampden ».*

1,30 — 1,322.1 — 3,214.12.

*Handley Page « Halifax » (δ 28 — T 9).*

1,121.123 — 1,121.212 — 1,422 — 3,214.12  
 — 3,214.21 — 4,625.1.

*Handley Page « Hermes ».*

1,121.212.

*De Havilland « Albatross ».*

1,512.2.

*De Havilland « Dragon Rapide ».*

1,111.3 (renvoi 2).

*De Havilland « Flamingo ».*

1,121,211 — 2,111.2.

*De Havilland « Tiger Moth ».*

1,533.1 — 3,214.12.

*De Havilland « Mosquito » (φ 32 — δ 29 —  
 T 9).*

1,121.212 — 1,423 — 2,121 — 4,125.4  
 (fig.) — 4,322.2 (fig.) — 4,443 —  
 6,242.4.

*De Havilland « Vampire ».*

1,532.35 — 11,342.3.

*Hawker « Hurricane » (28 — δ 30 — T 9).*

1,441.111 (fig.) — 1,511.11 — 1,511.12  
 (fig.) — 2,121.3 — 2,125.21 — 4,111.113  
 (fig.) — 4,111.212 — 4,111.621 —  
 4,112.121.1 — 4,112.122.41 — 4,112.23  
 — 4,112.412.3 — 4,112.412.32 — 4,211.1  
 — 4,221 — 4,412.111 — 4,412.31.

*Hawker « Typhoon » (φ 30 — δ 31 — T 9).*

1,121.121 — 1,121.232 — 1,511.3 —  
 3,323.11 — 4,111.123 — 4,412.131 — 4,443  
 — 5,523.35

*Hawker « Tempest ».*

1,121.121.

*Miles « Aerovan ».*

2,112.2.

*Short « Empire ».*

1,121.222 — 1,232.

*Short « Stirling » (φ 33 — δ 58 — T 9).*

1,512.1 (fig.) — 4,413.1 — 4,472.5.

*Short « Sunderland » (T 9).*

1,321.2.

*Taylorcraft « Auster » (T 9).*

4,411.3 — 5,221.3.

*Vickers-Armstrongs « Wellington » (T 9).*

1,321.2 (fig.) — 4,111.513 — 4,111.521  
 — 4,111.53 — 4,112.122.5 — 4,112.412.32  
 — 4,211.1.

*Vickers-Armstrongs « Wellesley ».*

4,111.53.

*Vickers-Supermarine « Spitfire » (φ 29 — δ 63  
 — T 9).*

1,121.121 — 1,511.11 — 4,412.131.

*Westland « Lysander ».*

1,510.13 — 4,410.

*Westland « Whirlwind ».*

1,423.

## 16,25 - APPAREILS HOLLANDAIS

*Fokker XXIV.*

2,111.2

*Fokker T. 5.*

4,133.0 — 4,311.0.

*Fokker G. 1.*

1,30 — 1,321.3 — 2,125.22.

*Fokker D.23.*

1,201 — 1,222.1 (fig.) — 1,30 — 1,532.5.

*Fokker D. 21.*

1,423 — 4,311.0 — 4,723.2.

*Koolhoven F.K. 58.*

4,311.0 — 4,623 — 4,723.3.

## 16,26 - APPAREILS ITALIENS

*Breda 64 et 65.*

1,511.13 — 2,122.2 — 4,412.12.

*Macchi MC 72.*

1,112.1 — 1,222.2 (fig.).

*Caproni.*

1,111.2.

*Macchi C. 200.*

4,412.12.

*Fiat G. 50.*

4,412.12.

*Reggiane RE 2000.*

1,511.13.

*Savoia Marchetti S. 55.*

1,30.

## 16,27 - APPAREILS JAPONAIS

*Mitsubishi S 00 (φ 34 — δ 49 — T 9).*

1,511.11 — 5,514.

## 16,28 - APPAREILS POLONAIS

*PZL 24.*

1,121.222.

*PZL « Mewa ».*

4,411.3.

*PZL 27.*

1,443 — 1,512 — 4,414 (fig.).

*RWD 9.*

3,320.

## 16,29 - APPAREILS RUSSES

*LAGG 3 (φ 35 — δ 35 — T 9).*

4,012.4 — 6,122.32.

*Stormovik.*

1,511.13 — 2,121.2 — 4,132 — 4,413.1.

*MIG 1.*

1,511.3 — 4,012.4.

*Yak 3.*1,511.3 — 3,423.12 — 4,133.2 — 4,421.22  
— 4,423.3 — 6,122.32 — 6,34 — 7,222.3.*MIG 3.*

4,132.

*P. E. 2 (φ 36 — δ 54 — T 9).*1,121.123. — 1,121.213 — 1,422 —  
2,125.22 — 4,625.33 — 6,122.32 — 6,412.14.*Yak 4.*

4,133.0.





## TABLE DES MATIÈRES

- 17,0 *Si l'on veut, avant d'approfondir le détail de l'ouvrage, procéder rapidement à une première initiation, il est recommandé de suivre l'ordre indiqué ci-après :*
- 17,01 Lire d'abord l'Avant-Propos et les paragraphes 0,1 « Généralités » et 2,1 « Utilisations diverses », puis s'instruire par l'image en examinant attentivement les planches dépliantes I et II.  
Si l'on est étranger à la technique spécifiquement aéronautique, il sera bon à ce moment de parcourir dans l'Annexe XIII (Vocabulaire) les rubriques « Aérodynamique », « Mécanique de l'avion », « Puissance », et « Stabilité ».
- 17,02 Il faut ensuite lire tout le Chapitre I, dont on pourra, pour aller plus vite, éliminer les passages les moins importants qui sont :  
— 1,11 Voilures haubanées,  
— 1,44 Généralités sur les gouvernes.
- 17,03 On peut sauter entièrement le Chapitre III, qui entre davantage dans des détails techniques. Cependant, si l'on veut y faire une brève incursion, on pourra lire rapidement les paragraphes :  
— 3,110 Étude de la couche limite (importance de la question).  
— 3,22 Affinement général.  
— 3,23 Groupes motopropulseurs.  
— 3,320 Facilité de pilotage.  
— 3,411 Etude du Rouleur, exposé qualitatif.
- 17,04 Si l'on est peu familiarisé avec l'art de l'Ingénieur, il sera bon à ce moment de parcourir dans l'Annexe XIII (Vocabulaire) la rubrique « Résistance des Matériaux ».  
Le Chapitre IV est un chapitre essentiel; cependant sa grande longueur risque d'obliger à choisir, et l'on pourra se limiter aux passages suivants :  
— 4,01 Choix d'un matériau.  
— 4,023 Décomposition des efforts (convention de langage nécessaire pour comprendre ce qui suit).  
— 4,111 Architecture générale de l'aile.  
— 4,312 Construction coque des fuselages.  
— 4,430 Généralités sur les amortisseurs.
- 17,05 Dans le Chapitre V il sera bon de lire les paragraphes 5,40 « Généralités sur les outillages spécialisés », 5,43 « Facilité de fabrication » et 5,522 « Difficulté de l'interchangeabilité ».
- 17,06 Le Chapitre VI pourra être entièrement sauté. Toutefois, si l'on veut avoir une première idée du genre de problèmes que posent les installations à bord, on pourra parcourir, à titre d'échantillonnage (sans que ces paragraphes soient plus importants que les autres) :  
— 6,01 Complexité des installations.  
— 6,14 Refroidissement des groupes motopropulseurs.  
— 6,42 Divers modes d'emploi des servitudes de bord.  
— 6,521 Buts à atteindre dans le conditionnement de l'air.
- 17,07 Dans le Chapitre VII, on pourra parcourir le paragraphe 7, 2 « Généralités sur les commandes ».  
Le Chapitre VIII est à sauter entièrement. Si l'on a un peu de temps à perdre sur des idées générales, on pourra parcourir le paragraphe 9, 2 « Principes généraux ».
- 17,08 Enfin, si l'on désire acquérir quelques lumières sur certains « problèmes divers », on pourra parcourir rapidement dans la troisième partie les paragraphes suivants :  
— 10,13 Avion sans queue.  
— 10,32 Articulation des pales des autogires.  
— 10,40 Décollage vertical des autogires.  
— 10,40 Généralités sur les hélicoptères.  
— 11,3 Propulsion par réaction.  
— 12,22 Les transports par planeurs.

	Pages
PRÉFACE.....	V
AVANT-PROPOS .....	IX
SOMMAIRE .....	XIII
0 PRÉLIMINAIRES .....	I
0,1 GÉNÉRALITÉS .....	I
0,11 Différents types de plus lourds que l'air.....	I
0,12 Définitions générales relatives aux avions et hydravions.....	2
0,2 PILOTAGE.....	3

## PREMIÈRE PARTIE

### CONFIGURATION EXTÉRIEURE

#### CHAPITRE I

##### Principales dispositions.

1,1 VOILURE.....	10
1,10 HISTORIQUE.....	10
1,11 VOILURES HAUBANÉES .....	13
1,111 Biplans et multiplans.....	13
1,112 Monoplans haubanés.....	15
1,113 Doubles monoplans.....	18
1,12 MONOPLANS CANTILEVER.....	19
1,121 Aile proprement dite.....	19
1,121.1 <i>Vue en plan</i> .....	19
1,121.11 <i>Contour</i> .....	20
1,121.12 <i>Flèche</i> .....	21
1,121.2 <i>Vue de face</i> .....	23
1,121.21 <i>Position en hauteur</i> .....	23
1,121.22 <i>Formes frontales particulières</i> .....	25
1,121.23 <i>Dièdre</i> .....	26
1,121.3 <i>Vue de profil</i> .....	27
1,121.31 <i>Calage sur le fuselage</i> .....	27
1,121.32 <i>Évolution du calage des profils le long de l'envergure</i> .....	28
1,122 Dispositifs mobiles de la voilure.....	28
1,122.1 <i>Ailerons</i> .....	28
1,122.2 <i>Hypersustentateurs</i> .....	29
1,122.3 <i>Coordination des ailerons et des hypersustentateurs</i> .....	30
1,122.4 <i>Freins de piqué</i> .....	31
1,2 GROUPES MOTOPROPULSEURS.....	32
1,20 GÉNÉRALITÉS.....	32
1,201 Hélices tractives et propulsives.....	32
1,202 Garde d'hélice.....	33
1,203 Calage de l'axe de traction.....	34
1,204 Emplacement du groupe motopropulseur en présence d'une aile.....	35
1,21 MONOMOTEURS.....	35
1,22 BIMOTEURS.....	36
1,221 Bimoteurs latéraux.....	36

	Pages.
1,222	Bimoteurs coaxiaux . . . . . 36
1,23	MULTIMOTEURS . . . . . 38
1,231	Trimoteurs . . . . . 38
1,232	Quadrimoteurs . . . . . 38
1,233	Nombre de moteurs supérieur à quatre . . . . . 39
1,3	FUSELAGE . . . . . 40
1,31	SECTION . . . . . 40
1,32	PLAN ET PROFIL . . . . . 41
1,4	EMPENNAGES . . . . . 43
1,40	HISTORIQUE . . . . . 43
1,41	EMPENNAGES HORIZONTAUX . . . . . 43
1,42	EMPENNAGES VERTICAUX . . . . . 46
1,43	EMPENNAGES EN V . . . . . 48
1,44	GÉNÉRALITÉS SUR LES GOUVERNES . . . . . 49
1,441	Compensateurs de réactions . . . . . 49
1,442	Servo-flettner - Gouvernes autoptères . . . . . 53
1,443	Débattements des gouvernes . . . . . 54
1,5	ATTERRISSEURS . . . . . 55
1,51	ATTERRISSEUR AVANT . . . . . 55
1,510	Généralités . . . . . 55
1,511	Atterrisseurs escamotables des monomoteurs . . . . . 58
1,512	Atterrisseurs escamotables des multimoteurs . . . . . 62
1,52	ATTERRISSEUR ARRIÈRE . . . . . 69
1,53	FORMULES SPÉCIALES D'ATTERRISSEURS . . . . . 70
1,531	Atterrisseurs monotraces . . . . . 70
1,532	Atterrisseurs tricycles . . . . . 70
1,532.3	<i>Comparaison de la formule tricycle et de la formule à roue arrière</i> . . . . . 71
1,532.4	<i>Technique d'emploi</i> . . . . . 73
1,533	Divers . . . . . 74

## CHAPITRE II

## Utilisation

2,0	IMPORTANCE DE LA QUESTION . . . . . 77
2,1	UTILISATIONS DIVERSES . . . . . 79
2,11	UTILISATIONS CIVILES . . . . . 79
2,111	Transport de passagers . . . . . 79
2,112	Transport de fret . . . . . 80
2,113	Transport de poste . . . . . 81
2,114	Tourisme . . . . . 81
2,115	Points communs à toutes les utilisations civiles . . . . . 83
2,12	UTILISATIONS MILITAIRES . . . . . 83
2,211	Exemples de missions . . . . . 83
2,122	Visibilité . . . . . 85
2,123	Groupement général de l'équipage . . . . . 87
2,124	Performances, qualités de vol . . . . . 88
2,125	Armement . . . . . 88
2,126	Protection . . . . . 90
2,127	Divers . . . . . 91



	Pages.
2,2	ADAPTATION NUMÉRIQUE OPTIMA..... 91
2,21	EXEMPLE D'ÉTUDE PRÉLIMINAIRE..... 92
2,22	UTILITÉ DE TELLES ÉTUDES PRÉLIMINAIRES..... 102

### CHAPITRE III

#### Technique.

3,1	ÉCOULEMENTS AÉRODYNAMIQUES..... 104
3,11	ÉTUDE DE LA COUCHE LIMITE..... 104
3,12	DÉCOLLEMENTS..... 113
3,121	Inconvénients. Cas les plus fréquents..... 113
3,122	Raccordements d'ailes..... 114
3,13	EXPÉRIMENTATION..... 116
3,131	En soufflerie..... 116
3,123	En vol..... 116
3,2	PERFORMANCES..... 117
3,20	GÉNÉRALITÉS..... 117
3,21	CHOIX DES CARACTÉRISTIQUES DE L'AILE..... 122
3,211	Choix de l'allongement..... 125
3,212	Choix de la surface..... 127
3,213	Choix du profil..... 134
3,213.1	<i>Effet sur les performances</i> ..... 134
3,213.2	<i>Autres considérations</i> ..... 135
3,213.3	<i>Caractéristiques des divers profils</i> ..... 135
	<i>Planche III B : Tracé des divers profils</i> ..... 136
	<i>Tableau des caractéristiques aérodynamiques</i> ..... 138
3,214	Choix de l'hypersustentation..... 139
3,214.1	<i>Dispositifs de bord d'attaque</i> ..... 140
3,214.2	<i>Dispositifs de bord de fuite</i> ..... 141
3,22	AFFINEMENT GÉNÉRAL..... 155
3,221	Élimination des traînées parasites..... 155
3,222	Interactions..... 155
3,23	GROUPES MOTOPROPULSEURS..... 157
3,231	Altitude de rétablissement..... 158
3,233	Radiateurs..... 161
3,234	Capots..... 162
3,235	Échappement..... 163
3,24	FREINAGE EN PIQUÉ..... 163
3,3	QUALITÉS DE VOL..... 165
3,31	ESSAIS EN VOL..... 165
3,311	Stabilité longitudinale..... 166
3,311.1	<i>Courbes de déplacements et de réactions</i> ..... 166
3,311.2	<i>Oscillations amplifiées</i> ..... 170
3,311.3	<i>Exécution des sollicitations</i> ..... 170
3,311.4	<i>Principaux résultats</i> ..... 172
3,311.5	<i>Élasticité des commandes</i> ..... 172
3,311.6	<i>Compensateurs mécaniques</i> ..... 175

	Pages	
3,312	Stabilité transversale.....	176
3,312.1	<i>Courbes de déplacements et de réactions</i> .....	176
3,312.2	<i>Inconvénients de l'instabilité transversale</i> .....	178
3,312.3	<i>Mode opératoire</i> .....	178
3,312.4	<i>Résultats</i> .....	178
3,313	Limite avant de centrage.....	179
3,314	Variations d'admission.....	180
3,314.1	<i>Effet longitudinal</i> .....	180
3,314.2	<i>Effet transversal</i> .....	181
3,315	Étude des gouvernes.....	182
3,315.1	<i>Action principale, action secondaire</i> .....	182
3,315.2	<i>Lacet induit, roulis induit</i> .....	184
3,315.3	<i>Étude des trois gouvernes au décrochage</i> .....	185
3,315.4	<i>Étude en vol dérapé</i> .....	185
3,316	Roulement au sol.....	185
3,317	Moteurs stoppés sur multimoteurs.....	187
3,318	Étude des acrobaties.....	189
3,319	Vol en atmosphère agitée - Vibrations.....	191
3,32	DISPOSITIONS CORRÉLATIVES.....	192
3,320	Facilité du pilotage.....	192
3,321	Rotation des moteurs.....	193
3,322	Proportions d'empennages.....	196
3,323	Défauts des gouvernes.....	196
3,324	Autorotation.....	198
3,4	ÉVOLUTIONS AU SOL.....	202
3,40	HISTORIQUE.....	202
3,41	ÉTUDE DU ROULEUR.....	202
3,411	Exposé qualitatif.....	203
3,411.1	<i>Stabilité de la roue orientable autour de son pivot</i> .....	203
3,411.2	<i>Stabilité de roulement de l'équipage complet</i> .....	203
3,411.3	<i>Effet du freinage</i> .....	205
3,412	Mise en équations.....	206
3,412.0	<i>Préliminaires</i> .....	206
3,412.1	<i>Roulement sans dérive des pneumatiques</i> .....	208
3,412.11	<i>Calcul</i> .....	209
3,412.12	<i>Conclusions</i> .....	210
3,412.13	<i>Exploitation</i> .....	210
3,412.2	<i>Roulement avec dérive des pneumatiques</i> .....	212
3,412.21	<i>Calcul</i> .....	212
3,412.22	<i>Conclusions et exploitation</i> .....	213
3,413	Étude de l'avion empenné.....	214
3,414	Expérimentation.....	215
3,42	DISPOSITIONS CORRÉLATIVES.....	216
3,421	Valeurs numériques.....	216
3,422	Avions tricycles.....	217
3,423	Avions à roue de queue.....	217
3,424	Sculptures des pneumatiques.....	221

**DEUXIÈME PARTIE**  
**RÉALISATION INTERNE**

**CHAPITRE IV**

**Structure.**

		Pages.
4,0	<b>GÉNÉRALITÉS</b> .....	225
4,01	<b>CHOIX D'UN MATÉRIAU</b> .....	225
4,011	Technique et Fabrication.....	225
4,012	Comparaison entre bois et métal.....	225
4,012.1	<i>Hétérogénéité</i> .....	225
4,012.2	<i>Rendement technique comparé</i> .....	226
4,012.3	<i>Endurance</i> .....	230
4,012.4	<i>Sécurité</i> .....	230
4,012.5	<i>Considérations industrielles</i> .....	231
4,013	Principaux métaux employés.....	232
4,013.1	<i>Alliages légers</i> .....	232
4,013.2	<i>Alliages ultra-légers</i> .....	233
4,013.3	<i>Aciers</i> .....	233
4,014	Matières plastiques.....	234
4,02	<b>RÈGLES DE CALCUL</b> .....	235
4,021	Principes.....	236
4,021.1	<i>Efforts généraux</i> .....	236
4,021.2	<i>Choix des règles de calcul</i> .....	238
4,022	Application du Règlement 2004/B.....	244
4,023	Décomposition des efforts.....	247
4,03	<b>VIBRATIONS CRITIQUES</b> .....	247
4,031	Inversion statique des ailerons.....	248
4,032	Instabilité statique de l'aile en torsion.....	248
4,033	Vibrations critiques proprement dites.....	249
4,034	Conséquences constructives.....	251
4,034.1	<i>Caractéristiques de torsion de la voilure</i> .....	251
4,034.2	<i>Cas de volets mobiles. Équilibrage</i> .....	251
4,1	<b>VOILURE</b> .....	253
4,10	<b>HISTORIQUE</b> .....	254
4,11	<b>CONSTRUCTION MÉTALLIQUE</b> .....	254
4,111	Architecture générale de l'aile.....	254
4,111.1	<i>Bilongeron</i> .....	255
4,111.11	<i>Revêtement non travaillant</i> .....	255
4,111.12	<i>Caisson interlongeron</i> .....	257
4,111.2	<i>Monolongeron</i> .....	260
4,111.3	<i>Treillis général intérieur multilongeron</i> .....	264
4,111.4	<i>Caisson pur</i> .....	266
4,111.5	<i>Construction géodésique Vickers</i> .....	274
4,111.51	<i>Principe de construction</i> .....	274
4,111.52	<i>Avantages et inconvénients</i> .....	274
4,111.53	<i>Détails de réalisation</i> .....	276
4,111.6	<i>Vue d'ensemble</i> .....	276
4,112	Éléments principaux.....	279



	Pages.
4,112.1	<i>Longerons</i> ..... 279
4,112.11	<i>Ames</i> ..... 281
4,112.111	<i>Ame unique</i> ..... 281
4,112.112	<i>Ames doubles</i> ..... 282
4,112.113	<i>Ames en treillis</i> ..... 283
4,112.12	<i>Semelles</i> ..... 285
4,112.121	<i>Provenance</i> ..... 285
4,112.122	<i>Modalités diverses</i> ..... 286
4,112.2	<i>Entretoises</i> ..... 292
4,112.3	<i>Nervures</i> ..... 293
4,112.31	<i>Cas des bilongérons entoilés</i> ..... 294
4,112.32	<i>Cas des revêtements travaillants</i> ..... 296
4,112.4	<i>Revêtements</i> ..... 298
4,112.41	<i>Entoilage</i> ..... 298
4,112.42	<i>Revêtements métalliques</i> ..... 301
4,112.421	<i>Raidissage des tôles</i> ..... 302
4,112.422	<i>Fixation sur les pièces de soutien</i> ..... 304
4,112.423	<i>Décharge du revêtement</i> ..... 306
4,112.5	<i>Bord d'attaque et bord de fuite</i> ..... 307
4,12	CONSTRUCTION EN BOIS..... 308
4,121	Architecture générale..... 308
4,122	Longerons..... 309
4,122.1	<i>Longerons en bois toupillé</i> ..... 309
4,122.2	<i>Longerons-caissons</i> ..... 310
4,123	Entretoises..... 311
4,124	Nervures..... 311
4,125	Revêtements travaillants..... 312
4,13	CONSTRUCTION MIXTE..... 314
4,130	Généralités..... 314
4,131	Ensembles homogènes en matériaux différents..... 314
4,132	Tronçons successifs dans un même ensemble..... 315
4,133	Mélange intime du bois et du métal..... 315
4,2	EMPENNAGES..... 316
4,21	Empennage horizontal..... 316
4,22	Empennage vertical..... 318
4,3	FUSELAGE..... 319
4,30	Historique..... 319
4,31	CONSTRUCTION MÉTALLIQUE..... 320
4,311	Fuselages en treillis..... 320
4,311.1	<i>Construction en tubes</i> ..... 321
4,311.2	<i>Construction en profilés</i> ..... 323
4,311.3	<i>Capotage et entoilage</i> ..... 323
4,312	Construction en coque..... 323
4,312.1	<i>Architecture générale</i> ..... 323
4,312.2	<i>Éléments principaux</i> ..... 324
4,313	Fuseaux-moteurs..... 328
4,32	CONSTRUCTION EN BOIS..... 329
4,321	Fuselages en treillis..... 329
4,322	Coques en bois..... 329
4,323	Poutres-caissons latérales..... 330
4,33	PRÉVISION DES ACCIDENTS..... 330
4,331	Capotage à l'atterrissage..... 330

	Pages.	
4.332	Atterrissage train escamoté.....	331
4.333	Évacuation .....	332
4.4	<b>ATTERRISSEURS.....</b>	<b>333</b>
4.40	RÉSISTANCE DES ATTERRISSEURS.....	333
4.41	CHARPENTE .....	334
4.411	Atterrisseur trièdre.....	335
4.412	Atterrisseur monojambe.....	336
4.412.1	<i>Construction.....</i>	<i>337</i>
4.412.2	<i>Guidage des monojambes.....</i>	<i>338</i>
4.413	Atterrisseurs à « pont ».....	340
4.414	Diabolo de roues jumelées.....	341
4.42	<b>ESCAMOTAGE DES ATTERRISSEURS.....</b>	<b>341</b>
4.421	Commande d'escamotage.....	341
4.421.1	Principes.....	341
4.421.2	<i>Réalisations.....</i>	<i>342</i>
4.422	Organes de circuits hydrauliques.....	343
4.422.1	<i>Pompes à huile pour énergie hydraulique.....</i>	<i>343</i>
4.422.2	<i>Accumulateur de pression.....</i>	<i>345</i>
4.422.3	<i>Liquides employés dans les circuits hydrauliques de commande.....</i>	<i>345</i>
4.423	Sécurité dans l'escamotage des atterrisseurs.....	346
4.423.1	<i>Commande de secours.....</i>	<i>346</i>
4.423.2	<i>Verrouillages.....</i>	<i>346</i>
4.423.3	<i>Indicateurs et avertisseurs de position de train.....</i>	<i>348</i>
4.423.4	<i>Protection contre la boue.....</i>	<i>348</i>
4.43	<b>AMORTISSEURS .....</b>	<b>348</b>
4.430	Généralités .....	348
4.430.1	<i>Rendement .....</i>	<i>349</i>
4.430.2	<i>Souplesse .....</i>	<i>350</i>
4.430.3	<i>Course rétractable.....</i>	<i>351</i>
4.431	Amortisseurs à caoutchouc.....	352
4.432	Amortisseurs à huile.....	352
4.432.1	<i>Amortisseurs oléo-pneumatiques.....</i>	<i>352</i>
4.432.2	<i>Amortisseurs oléo-mécaniques.....</i>	<i>354</i>
4.433	Amortisseurs à air.....	356
4.434	Essais des amortisseurs.....	356
4.435	Divers .....	357
4.44	<b>PNEUMATIQUES.....</b>	<b>358</b>
4.441	Constitution des pneumatiques.....	358
4.442	Effets des divers paramètres.....	358
4.443	Perfectionnement des pneumatiques.....	360
4.444	Choix d'un pneu pour un avion donné.....	360
4.45	<b>ROUES.....</b>	<b>361</b>
4.46	<b>FREINS .....</b>	<b>361</b>
4.461	Freins à mâchoires.....	361
4.462	Autres types de freins.....	362
4.463	Commande différentielle des freins.....	362
4.464	Intensité du freinage.....	362
4.465	Dimension des tambours et garnitures.....	363
4.466	Freins autorégulateurs.....	364
4.467	Essais de freins.....	364
4.47	<b>ATTERRISSEUR ARRIÈRE.....</b>	<b>364</b>
4.471	Béquille .....	364
4.472	Roue de queue.....	366
4.473	Dispositifs de garde arrière.....	367

		Pages.
4,5	BATIS-MOTEURS .....	367
4,50	GÉNÉRALITÉS.....	367
4,51	FIXATION PAR UN PLAN DE POSE.....	368
4,52	FIXATION PAR POINTS.....	369
4,6	GOUVERNES ET COMMANDES.....	370
4,61	GOUVERNES ET HYPERSUSTENTATEURS.....	370
4,611	Gouvernes.....	370
4,612	Hypersustentateurs .....	372
4,62	COMMANDES DE VOL.....	373
4,621	Commandes souples.....	373
4,622	Commandes rigides.....	375
4,623	Disposition des commandes au poste pilote.....	375
4,624	Élimination des vibrations.....	376
4,625	Observations diverses.....	377
4,63	AUTRES COMMANDES DU PLANEUR.....	381
4,7	ASSEMBLAGES ET FERRURES.....	382
4,71	CONSTRUCTION MÉTALLIQUE.....	382
4,711	Assemblage des tôles.....	382
4,711.1	Assemblages démontables.....	382
4,711.2	Assemblages indémontables.....	383
4,712	Assemblage des structures en caisson.....	385
4,713	Assemblage des membrures localisées.....	388
4,714	Divers.....	390
4,72	ASSEMBLAGE DU BOIS.....	392
4,721	Collage.....	392
4,722	Précautions diverses.....	393
4,723	Ferrures d'attache.....	393
4,8	MATS ET HAUBANS.....	394
4,81	MATS.....	395
4,82	HAUBANNAGE.....	398

## CHAPITRE V

### Fabrication.

5,0	CONSIDÉRATIONS SUR LA FABRICATION DES AVIONS EN SÉRIE.....	401
5,1	APPROVISIONNEMENTS-UNIFICATION.....	403
5,11	Homogénéité de la construction.....	403
5,12	LUTTE CONTRE LES CHUTES.....	404
5,13	STANDARDISATION.....	404
5,2	TRAVAIL DES MÉTAUX.....	405
5,21	PIÈCES MASSIVES.....	405
5,211	Profilés de grande longueur.....	406
5,212	Matriçage - Fonderie .....	407
5,22	SOUDURE .....	409
5,221	Soudure autogène de l'acier .....	409
5,222	Soudure autogène des alliages légers.....	410



	Pages.
5,223	Soudure électrique par points de l'acier inoxydable et du duralumin . . . 410
5,23	TRAVAIL DE LA TOLE . . . . . 410
5,231	Contour . . . . . 411
5,232	Relief-Galbe . . . . . 411
5,3	TRAVAIL DU BOIS . . . . . 415
5,31	PROCÉDÉS DE MISE EN ŒUVRE . . . . . 415
5,311	Formage - Moulage . . . . . 415
5,312	Artifices destinés à changer les caractères naturels du bois . . . . . 416
5,32	COMPARAISON AVEC LE TRAVAIL DES MÉTAUX . . . . . 417
5,4	OUTILLAGE SPÉCIALISÉ . . . . . 419
5,40	GÉNÉRALITÉS . . . . . 419
5,401	Définition . . . . . 419
5,402	Buts généraux . . . . . 421
5,403	Volume des outillages de série . . . . . 421
5,41	Opérations d'assemblages . . . . . 423
5,411	Étude spéciale du rivetage . . . . . 424
5,412	Assemblage des ensembles . . . . . 427
5,413	Divers . . . . . 429
5,413.1	Amovibilité des bâtis d'assemblages . . . . . 429
5,413.2	<i>Outillages « omnibus »</i> . . . . . 430
5,413.3	<i>Matière des outillages</i> . . . . . 430
5,42	CHAINES DE MONTAGE . . . . . 431
5,420	Généralités . . . . . 431
5,421	Exemple concret . . . . . 431
5,422	Cycle et temps de fabrication . . . . . 438
5,43	FACILITÉ DE FABRICATION . . . . . 440
5,431	Réduction du nombre des pièces . . . . . 441
5,432	Simplicité des pièces . . . . . 442
5,433	Accessibilité de montage . . . . . 443
5,434	Fractionnement poussé de l'avion . . . . . 444
5,44	FACILITÉ DE RÉPARATION . . . . . 444
5,5	DÉMONTABILITÉ - INTERCHANGEABILITÉ . . . . . 445
5,50	GÉNÉRALITÉS . . . . . 445
5,501	Définitions . . . . . 445
5,502	Avantages généraux . . . . . 446
5,51	DÉMONTABILITÉ . . . . . 447
5,52	INTERCHANGEABILITÉ . . . . . 449
5,521	Condition fondamentale . . . . . 449
5,522	Difficulté de la question . . . . . 449
5,523	Conception de principe . . . . . 451
5,523.1	<i>Multiplication des points de fixation</i> . . . . . 451
5,523.2	<i>Boulons travaillant en traction</i> . . . . . 451
5,523.3	<i>Axes perpendiculaires</i> . . . . . 455
5,524	Réalisation des assemblages . . . . . 458
5,524.1	<i>Ferrures et organes d'assemblages réglables</i> . . . . . 458
5,524.11	<i>Axes extensibles - Axes coniques</i> . . . . . 458
5,524.12	<i>Excentriques</i> . . . . . 459
5,524.13	<i>Rotules composées</i> . . . . . 460
5,524.14	<i>Conditions à exiger</i> . . . . . 461
5,524.2	<i>Possibilité de déformations notables</i> . . . . . 462

		Pages.
5,524-3	<i>Obligation de tolérances rigoureuses</i> .....	462
5,525	Palliatifs.....	464
5,526	Précautions pour le bois.....	464
5,6	CONTROLE .....	465
5,61	CONTROLE DIMENSIONNEL.....	465
5,62	CONTROLE DE SÉCURITÉ .....	466

## CHAPITRE VI

**Installations.**

6,0	GÉNÉRALITÉS.....	468
6,01	COMPLEXITÉ DES INSTALLATIONS.....	468
6,02	NÉCESSITÉ D'UNE COORDINATION - SIMPLIFICATION.....	470
6,1	GROUPES MOTOPROPULSEURS.....	471
6,11	SUSPENSION ÉLASTIQUE DES MOTEURS.....	471
6,12	ALIMENTATION .....	474
6,121	Alimentation en air.....	474
6,122	Alimentation en combustible.....	477
6,122.1	<i>Dégazage - Refroidissement</i> .....	477
6,122.2	<i>Mise à l'air libre</i> .....	478
6,13	GRAISSAGE .....	480
6,14	REFROIDISSEMENT .....	481
6,141	Refroidissement des cylindres.....	481
6,142	Refroidissement de l'huile.....	484
6,143	Constitution des radiateurs.....	487
6,144	Aération générale du compartiment moteur.....	488
6,15	ÉCHAPPEMENT .....	488
6,16	ACCESSOIRES.....	491
6,17	ESSAIS.....	492
6,18	DÉMONTAGE - INTERCHANGEABILITÉ.....	492
6,181	Démontage rapide des moteurs.....	492
6,182	Boîte relais d'entraînement d'accessoires.....	493
6,183	Interchangeabilité.....	494
6,2	ÉQUIPEMENTS.....	494
6,21	INSTRUMENTS DE PILOTAGE ET DE NAVIGATION.....	495
6,22	OXYGÈNE .....	497
6,23	PHOTOGRAPHIE .....	497
6,24	RADIO - MÉTALLISATION.....	498
6,242	Métallisation .....	499
6,3	ARMEMENT.....	502
6,4	ENERGIES DE SERVITUDE.....	504
6,41	DIVERSES ÉNERGIES DE SERVITUDE.....	504
6,411	Principaux emplois.....	504
6,412	Étude critique.....	505
6,412.1	<i>Énergie électrique</i> .....	506

	Pages.	
6,412.2	<i>Air comprimé</i> .....	507
6,421.3	<i>Air déprimé</i> .....	508
6,412.4	<i>Énergie hydraulique</i> .....	509
6,413	Qualités à rechercher.....	509
6,143.1	<i>Fonctionnement</i> .....	509
6,413.2	<i>Sécurité</i> .....	511
6,413.3	<i>Divers</i> .....	511
6,42	DIVERS MODES D'EMPLOI.....	511
6,421	Source première.....	512
6,422	Particularisme ou réseaux.....	514
6,422.3	<i>Cascades d'énergie</i> .....	514
6,43	UNIFICATION.....	515
6,44	DÉTAILS D'INSTALLATION.....	516
6,441	Énergie électrique.....	516
6,442	Énergies utilisant des fluides.....	518
6,5	AMÉNAGEMENTS GÉNÉRAUX.....	520
6,51	POSTES ET CABINES.....	520
6,511	Poste pilote et poste mécanicien.....	520
6,512	Postes d'avions militaires.....	523
6,513	Cabines d'avions de transport.....	523
6,52	CONDITIONNEMENT DE L'AIR.....	525
6,521	Buts à atteindre.....	525
6,521.1	<i>Régulation de la température</i> .....	526
6,521.2	<i>Régulation de la pression</i> .....	526
6,521.3	<i>Épuration de l'air</i> .....	528
6,521.4	<i>Ventilation</i> .....	529
6,521.5	<i>Régulation de l'humidité</i> .....	530
6,522	Régulation de la température.....	530
6,522.1	<i>Propagation de la chaleur</i> .....	530
6,522.11	<i>Transmission par mélange</i> .....	530
6,522.12	<i>Propagation par rayonnement</i> .....	530
6,522.13	<i>Propagation par convection</i> .....	531
6,522.131	<i>Convection naturelle</i> .....	531
6,522.132	<i>Convection forcée</i> .....	532
6,522.14	<i>Propagation par conduction. Isolement thermique</i> .....	532
6,522.2	<i>Bilan thermique d'une cabine d'avion en vol</i> .....	533
6,523	Production de la chaleur.....	539
6,523.1	<i>Sources de chaleur</i> .....	539
6,523.2	<i>Emploi de la chaleur des moteurs</i> .....	540
6,523.21	<i>Réchauffeurs à gaz d'échappement</i> .....	540
6,523.22	<i>Réchauffeurs à liquide de refroidissement</i> .....	541
6,524	Distribution de la chaleur.....	542
6,524.1	<i>Schéma général</i> .....	542
6,524.2	<i>Calcul des conduites</i> .....	545
6,524.3	<i>Détails de réalisation</i> .....	548
6,524.31	<i>Ventilateurs</i> .....	548
6,524.32	<i>Conduites</i> .....	548
6,524.33	<i>Commandes et contrôles</i> .....	549
6,524.34	<i>Préconditionnement au sol</i> .....	549
6,524.35	<i>Réfrigération en vol</i> .....	549
6,525	Pression et renouvellement de l'air.....	550
6,525.1	<i>Cabines suroxygénées</i> .....	550
6,525.2	<i>Cabines à pression rétablie</i> .....	550
6,525.21	<i>Généralités</i> .....	550
6,525.22	<i>Compresseurs de cabine</i> .....	552



	Pages.	
6,525.222	<i>Différents types de compresseurs</i> .....	553
6,525.23	<i>Valves d'échappement</i> .....	556
6,525.231	<i>Principe</i> .....	556
6,525.232	<i>Réalisations</i> .....	556
6,525.233	<i>Précautions diverses</i> .....	557
6,525.3	<i>Constituants secondaires de l'atmosphère de cabine</i> .....	558
6,53	INSONORISATION.....	559
6,531	Intensité des sons.....	559
6,532	Audibilité des sons.....	560
6,533	Action sur les sources de bruit.....	560
6,534	Isolement de la cabine et absorption.....	562
6,535	Description des matières absorbantes.....	564
6,536	Insonorisation partielle.....	565

## CHAPITRE VII

## Servitudes. Sécurité.

7,1	MISE EN ŒUVRE AU SOL.....	566
7,11	MANŒUVRES AU SOL.....	566
7,111	Remorquage.....	566
7,112	Levage.....	567
7,113	Démontage rapide - Repliage.....	568
7,114	Manipulations.....	569
7,12	CAMPEMENT.....	570
7,121	Amarrage.....	570
7,122	Bloquage des gouvernes.....	570
7,123	Étanchéité.....	570
7,124	Trous d'évacuation.....	571
7,13	ENTRETIEN.....	572
7,131	Accessibilité.....	572
7,132	Démontabilité des capots.....	572
7,133	Visite après combat.....	574
7,14	DÉPART DE L'AVION POUR LE VOL.....	574
7,2	GÉNÉRALITÉS SUR LES COMMANDES.....	575
7,21	PRINCIPE DE RÉALISATION.....	576
7,211	Classification.....	576
7,212	Indicateurs.....	576
7,213	Agents de transmission.....	577
7,22	COMMODITÉ D'EMPLOI.....	578
7,23	SÉCURITÉ.....	580
7,3	SÉCURITÉ.....	581
7,31	RISQUES ATMOSPHÉRIQUES.....	581
7,311	Givrage.....	581
7,312	Foudre.....	582
7,32	RISQUES D'INCENDIE.....	582
7,33	ÉVACUATION - RISQUES DIVERS.....	584
7,331	Évacuation en parachute.....	584
7,332	Accidents - Cas de vols anormaux.....	585
7,333	Fonctionnement du planeur.....	586

## CHAPITRE VIII

**Devis des poids.**

		Pages.
8,0	IMPORTANCE DE LA QUESTION.....	587
8,1	PRÉSENTATION MATÉRIELLE.....	593
8,2	VALEURS PRATIQUES.....	594
8,3	VARIATIONS DU POIDS MORT.....	600
8,31	RENFORCEMENTS POUR ÉVOLUTION TECHNIQUE.....	600
8,311	Augmentation du poids total.....	600
8,312	Augmentation de vitesse.....	602
8,32	DIMENSIONS ET FORME DE L'AILE.....	603
8,321	Ailes homothétiques.....	603
8,322	Rôle de l'effilement et de l'amincissement.....	606
8,322.1	<i>Choix des paramètres</i> .....	606
8,322.2	<i>Étude de la flexion</i> .....	607
8,322.2	<i>Étude de la torsion</i> .....	613
8,323	Effet de l'allongement.....	614
8,323.3	Ensemble du longeron.....	615
8,4	SURABONDANCE.....	615

## CHAPITRE IX

**Synthèse.**

9,0	BUTS A ATTEINDRE.....	617
9,1	PROCESSUS A SUIVRE.....	618
9,11	ÉTUDES.....	618
9,12	ESSAIS.....	620
9,2	PRINCIPES GÉNÉRAUX.....	621
9,3	TABLEAU DE CARACTÉRISTIQUES.....	624

## TROISIÈME PARTIE

**PROBLÈMES PARTICULIERS**

OBSERVATION PRÉLIMINAIRE.....	635
-------------------------------	-----

## CHAPITRE X

**Aérodynes spéciaux.**

10,0	GÉNÉRALITÉS.....	637
10,1	APPAREILS A VOILURE FIXE.....	638
10,11	AVION CANARD.....	638

		Pages.
10,12	ÉLYTROPLAN DE ROUGÉ.....	640
10,13	AVION SANS QUEUE.....	641
10,2	LIMITATION AUTOMATIQUE DES EFFORTS EN VOL.....	644
10,20	GÉNÉRALITÉS.....	644
10,21	DISPOSITIF CONSTANTIN.....	645
10,22	LIORÉ 48.....	645
10,23	BREVETS ROUANET-REY.....	645
10,3	AUTOGIRE.....	648
10,30	GÉNÉRALITÉS.....	648
10,31	FONCTIONNEMENT AÉRODYNAMIQUE.....	649
10,32	ARTICULATION DES PALES.....	651
10,33	FORMULE GÉNÉRALE.....	654
10,34	DÉCOLLAGE VERTICAL.....	655
10,35	DESCRIPTION D'AUTOGIRES EXISTANTS.....	656
10,351	Lioré et Olivier C 301.....	656
10,352	Caractéristiques de diverses autogires.....	659
10,4	HÉLICOPTÈRES.....	659
10,40	GÉNÉRALITÉS.....	659
10,401	Puissance.....	660
10,402	Stabilité - Maniabilité.....	661
10,403	Refroidissement des moteurs.....	663
10,41	HÉLICOPTÈRES A MOTEURS FIXES.....	663
10,411	Compensation par deux rotors contrariés.....	663
10,412	Autres modes de compensation.....	664
10,42	HÉLICOPTÈRES A VOILURE PROPULSIVE.....	667

## CHAPITRE XI

## Problèmes divers.

11,1	GIVRAGE.....	668
11,10	GÉNÉRALITÉS.....	668
11,11	DÉGIVRAGE - ANTIGIVRAGE.....	669
11,111	Produits et dispositifs chimiques.....	669
11,112	Dispositifs mécaniques.....	670
11,113	Dispositifs thermiques.....	671
11,12	CONCEPTION DES AVIONS.....	673
11,2	AVIONS STRATOSPHERIQUES.....	675
11,21	STRUCTURE.....	676
11,211	Cabines structurales et non structurales.....	676
11,212	Formes de cabine.....	677
11,213	Conditions de calcul.....	679
11,214	Matériaux employés.....	679
11,22	ÉTANCHÉITÉ.....	680
11,221	Étanchéité du revêtement.....	681
11,221.1	Mode de construction.....	681
11,221.2	Disposition des tôles.....	681
11,221.3	Réalisation de l'étanchéité.....	682



	Pages
11,222	Étanchéité des ouvertures..... 684
11,222.1	<i>Ouvertures fixes</i> ..... 684
11,222.11	<i>Fenêtres et hublots</i> ..... 684
11,222.12	<i>Traversées de canalisations</i> ..... 686
11,222.2	<i>Portes et Fenêtres ouvrantes</i> ..... 686
11,222.3	<i>Passages de commandes</i> ..... 686
11,3	PROPULSION PAR RÉACTION..... 687
11,31	RENDEMENT..... 689
11,32	TEMPÉRATURES DE FONCTIONEMENT..... 690
11,33	FUSÉES..... 691
11,34	MACHINES THERMIQUES..... 693
11,4	DÉCOLLAGE ASSISTÉ..... 702
11,41	CATAPULTAGE..... 702
11,42	AVION COMPOSITE..... 703
11,43	ACCÉLÉRATEURS DE DÉCOLLAGE A RÉACTION..... 704
11,44	TRACTION AUXILIAIRE AU SOL..... 705
11,45	RAVITAILLEMENT EN VOL..... 706

## CHAPITRE XII

### Vol à voile. Remorquage.

12,1	PLANEURS DE SPORT..... 707
12,10	GÉNÉRALITÉS..... 707
12,11	FORMULE GÉNÉRALE..... 708
12,111	Performances..... 708
12,112	Qualités de vol..... 712
12,113	Silhouette générale..... 713
12,114	Planeurs des autres catégories..... 715
12,115	Tableau de caractéristiques..... 715
12,12	CONSTRUCTION..... 715
12,121	Calcul..... 715
12,122	Matériaux..... 717
12,123	Structure de l'aile..... 718
12,123.1	<i>Longeron</i> ..... 718
12,123.2	<i>Nervures</i> ..... 719
12,123.3	<i>Entoilage - Enduisage</i> ..... 719
12,123.4	<i>Ferrures de liaison aile-fuselage</i> ..... 720
12,124	Structure du fuselage..... 721
12,125	Commandes et gouvernes..... 721
12,126	Atterrisseurs..... 722
12,127	Équipement - Aménagement..... 723
12,128	Divers..... 723
12,13	DÉCOLLAGE DES PLANEURS..... 723
12,2	REMORQUAGE EN VOL..... 726
12,21	DISPOSITIONS GÉNÉRALES..... 726
12,22	LES TRANSPORTS PAR PLANEURS..... 727
12,221	Genèse - Utilité..... 727
12,222	Caractéristiques des planeurs lourds..... 728
12,223	Exploitation..... 731

## ANNEXE XIII

	Pages.
VOCABULAIRE.....	736

## ANNEXE XIV

14,1	RÈGLEMENT AIR 2004/B.....	767
14,2	ANNEXE AU RÈGLEMENT 2004/B.....	780

## ANNEXE XV

**Photographies et Dessins d'ensemble.**

15,1	<i>PHOTOGRAPHIES</i> .....	791
15,11	APPAREILS FRANÇAIS.....	792
15,12	APPAREILS ALLEMANDS.....	795
15,13	APPAREILS AMÉRICAINS.....	797
15,14	APPAREILS BRITANNIQUES.....	801
15,15	APPAREILS JAPONAIS.....	803
15,16	APPAREILS RUSSES.....	803
15,17	CONSTRUCTION - FABRICATION.....	804
15,2	<i>DESSINS D'ENSEMBLE 3 VUES</i> .....	808
	(chaque appareil y figure sous le même numéro que dans les photographies)	

## ANNEXE XVI

**Répertoire général des principaux avions  
français et étrangers cités dans le présent ouvrage**

16,0	RÈGLES DE DÉSIGNATION DES APPAREILS.....	828
16,1	APPAREILS FRANÇAIS.....	831
16,2	APPAREILS ÉTRANGERS.....	834
16,21	APPAREILS ALLEMANDES.....	834
16,22	APPAREILS AMÉRICAINS.....	835
16,23	APPAREIL BELGE.....	837
16,24	APPAREILS BRITANNIQUES.....	837
16,25	APPAREILS HOLLANDAIS.....	838
16,26	APPAREILS ITALIENS.....	838
16,27	APPAREILS JAPONAIS.....	838
16,28	APPAREILS POLONAIS.....	838
16,29	APPAREILS RUSSES.....	838

**PLANCHES PERSPECTIVES**

Planche I — Arsenal VG 33

Planche II — SO 30 R.

**Moteurs d'avions**, par H. MARCHAL, ingénieur en chef de l'Aéronautique, professeur à l'École nationale supérieure de l'aéronautique *Préface* de P. DUMANOIS, inspecteur général de l'Aéronautique, inspecteur général de l'Enseignement et des Recherches aéronautiques. 2 volumes. I : *Texte*. xvi-644 pages 19 × 28, avec 492 figures. II : *Planches*. 124 pages 25,5 × 30, dont 116 planches. 1946. Ensemble, brochés..... 3.200 fr.

*Instrument de travail et auxiliaire précieux de tous les techniciens qui participent à la réalisation d'un moteur moderne, l'ouvrage de M. Marchal contient tout d'abord un exposé des notions fondamentales de thermodynamique; viennent ensuite une série de chapitres sur les calculs de résistance des différentes pièces, les principales dispositions adoptées dans les moteurs, les méthodes d'essais de ceux-ci, la carburation, l'allumage, le graissage et le refroidissement; la fabrication et l'installation des moteurs à bord sont également passées en revue, et l'auteur termine par une étude sur les « moteurs bizarres ». Il convient de signaler également le parallèle établi à diverses reprises et d'une manière approfondie entre le moteur à essence et le moteur à huile lourde.*

*D'une grande valeur didactique, cet ouvrage constitue un traité complet du moteur à explosion.*

**Les vibrations sur les avions. Guide du calculateur d'avions. Calculs, essais, remèdes**, par M. BERTHAUME, ingénieur I. T. N., licencié ès sciences. *Préface* de M. VERNISSE, ingénieur général, directeur de l'Arsenal de l'aéronautique. vi-80 pages 16 × 25, avec 65 figures. 1946. Broché..... 275 fr.

*Les ingénieurs et calculateurs des bureaux d'études d'aviations liront avec profit cet ouvrage qui contient non seulement des démonstrations théoriques, mais également des considérations pratiques sur la manière de conduire les calculs, les descriptions des méthodes d'essai, un exemple numérique, enfin des renseignements précis sur les remèdes à apporter aux vibrations.*

**Les essais de performances en aéronautique** (Collection « Les essais en aéronautique »), par F. HUSSENOT, ingénieur de l'Air. *Préface* de A. CAQUOT, membre de l'Institut. xii-152 pages 16 × 25, avec 63 figures. 1946. Broché..... 455 fr.

*Ce livre, écrit par un physicien averti, s'adresse aux ingénieurs et calculateurs des services d'essais. Véritable aide-mémoire, il contient des exemples numériques, des tableaux de dépouillement; il indique également quels sont les appareils de mesures nécessaires pour donner, avec un rigoureux synchronisme, la valeur des multiples variables influant sur l'essai.*

**Considérations sur la conduite et l'exploitation des essais de qualités de vol des avions** (Collection « Les essais en aéronautique »), par M. CAMBOIS, ingénieur en chef de l'Air. *Préface* de M. ROY, ingénieur en chef des Mines, correspondant de l'Académie des sciences. xvi-128 pages 16 × 25, avec 18 figures et 1 planche hors texte. 1945. Broché..... 240 fr.

*Les qualités de vol, bien que constituant une série de caractéristiques importantes des appareils, étaient restées longtemps dans un domaine subjectif. Grâce à de nombreuses expériences scientifiquement conduites, l'auteur fait une synthèse à l'aide de la théorie et de la pratique expérimentale en soufflerie et en vol, des qualités à exiger des appareils, celles qui sont seulement souhaitables, des servitudes qu'entraînent certains défauts, et enfin des critères qui expriment ces qualités et ces défauts.*

**Le plan de fabrication aéronautique**, par M. GUIBERT, directeur de la S. N. C. A. S. O. *Préface* de J. ROOS, ingénieur en chef hors classe de l'Air, directeur technique et industriel adjoint au Ministère de l'Air. viii-128 pages 16 × 25, avec 29 figures et 16 planches. 1945. Broché.. 255 fr.

*L'ouvrage de M. Guibert est une remarquable étude de planning dans laquelle les différents problèmes posés par l'élaboration du plan de fabrication sont présentés et analysés avec clarté. Tous ceux qui concourent à la fabrication aéronautique, du directeur général à la maîtrise d'atelier, ainsi que les techniciens s'intéressant aux questions d'organisation industrielle, y trouveront des informations précieuses.*



- Carènes et propulsion.** *De la Galère à l'Hydroaéronautique*, par R. DURAMEL, membre titulaire de la Société des Ingénieurs civils de France, ex-chef d'études aux Sociétés Tellier, Nieuport, Avions Albert et Duhamel, S. P. C. A. et S. G. A. Préface de l'Amiral LACAZE, de l'Académie française, XII-592 pages 16 × 25, avec 126 figures. 1946. Broché..... 880 fr.
- Éléments de thermodynamique et physico-chimie de la combustion dans les moteurs**, par M. SZKARUYS, docteur ès sciences, professeur au Conservatoire national des arts et métiers et à l'École centrale des arts et manufactures. VIII-106 pages 16 × 25, avec 46 figures. 1945. Broché..... 175 fr.
- Le cycle à deux temps.** *Étude cinématique et thermique*, par J. JALBERT, ancien élève de l'École polytechnique, ingénieur aux Ateliers et Chantiers de la Loire. VI-135 pages 13 × 21, avec 65 figures. 1944. Broché..... 72 fr.
- Mécanique appliquée des systèmes matériels rigides et des systèmes déformables.** *Exercices numériques en vue des applications industrielles*, par A. TENOT, ingénieur A. et M., docteur ès sciences, lauréat de l'Institut. Préface de A. LAMOTHE, ingénieur général des Industries navales.
- TOME I. — *Mécanique des systèmes en ne tenant pas compte des résistances du milieu.* XXVIII-340 pages 13 × 21, avec 112 figures. Nouveau tirage. 1946. Broché..... 360 fr.
- TOME II. — *Mécanique des systèmes avec résistances du milieu (1<sup>re</sup> partie).* XXVIII-304 pages 13 × 21, avec 105 figures. Nouveau tirage. 1946. Broché..... 340 fr.
- TOME III. — *Mécanique des systèmes avec résistances du milieu (2<sup>e</sup> partie).* XXVII-290 pages 13 × 21, avec 103 figures et 4 planches hors texte. Nouveau tirage. 1946. Broché..... 340 fr.
- TOME IV (1<sup>re</sup> partie). — *Mécanique des systèmes en mouvement relatif.* XVIII-322 pages 13 × 21, avec 110 figures et 2 planches hors texte. 1945. Cartonné..... 480 fr.
- TOME IV (2<sup>e</sup> partie). *Gyroscopie.* XII-339 pages 13 × 21, avec 160 figures et 1 planche hors texte. 1945. Cartonné..... 198 fr.
- TOME V. — *Statique et hyperstatique.* (Nouveau tirage sous presse).
- La technique des radiateurs d'aviation et de leur carénage**, par L. BRÉGUET, président de la Société française de Navigation aérienne, et R. DEVILLERS. Préface de A. CAQUOT, membre de l'Institut, ancien président de la Société des Ingénieurs civils de France, président des Sociétés nationales de Constructions aéronautiques. VI-79 pages 13 × 21, avec 25 figures. 1939. Broché..... 64 fr.
- Vitesses critiques de résonance dans les arbres moteurs**, par S. WASSUTINSKY, ingénieur mécanicien I. P. Lg. IX-99 pages 13 × 21, avec 30 figures. 1944. Broché..... 92 fr.
- L'autogire et son pilotage**, par R. BRIZ. Traduit de l'anglais, par S. ZIEMINSKI, ingénieur civil de l'Aéronautique. Préface de J. DE LA CIERVA. XII-125 pages 13 × 21, avec 30 figures et 5 planches. 1936. Broché..... 85 fr.
- Nos maîtres les oiseaux.** *Étude sur le vol animal et la récupération de l'énergie dans les fluides*, par E. GENNICHEN. 190 pages 16 × 25, avec 118 figures. 1920. Broché..... 73 fr.
- Code international de l'aviation**, en 854 articles. Édition française complètement refondue et mise à jour d'après l'édition anglaise de 1933, avec un chapitre nouveau sur la Guerre aérienne, par F. COSENTINI, ancien professeur à l'université de Turin, directeur général de l'Institut américain de droit et de législation comparée. 206 pages 16 × 25. 1939. Broché..... 125 fr.
- Le graissage des machines.** *Éléments nouveaux d'efficacité et approximations quantitatives*, par P. MARTINET, ingénieur conseil, ancien ingénieur en chef à la Vacuum Oil Co. IV-123 pages 16 × 25, avec 47 figures. 1946. Broché..... 430 fr.
- Matières plastiques**, par F. PABST et R. VIEWEG. Traduit d'après la 2<sup>e</sup> édition allemande, par A. SCHUBERT, ingénieur des Arts et Manufactures. Préface de R. DE FIEURY, ingénieur des Arts et Manufactures. X-114 pages 14 × 22, avec 52 figures et 20 tableaux. Nouveau tirage. 1946. Broché..... 170 fr.
- Le bois, matériau de la construction moderne** (*Études de synthèses et de documentation « L'actualité technique »*), par J. CAMPRON, conservateur des Eaux et Forêts, directeur du Laboratoire central d'essais des bois. Préface de M. LELLOU, conseiller d'État, directeur général des Eaux et Forêts. VI-158 pages 13 × 21, avec 28 figures. 1946. Broché..... 240 fr.
- Radiotechnique aéronautique**, par E. FROMY, docteur ès sciences, professeur à l'École nationale supérieure de l'aéronautique. (Nouvelle édition sous presse).