

ANNÉE D'INSTRUCTION
1927-1928

GOUVERNEMENT MILITAIRE
DE PARIS

**ÉCOLE DE PERFECTIONNEMENT DES
OFFICIERS DE RÉSERVE DE L'AVIATION**

DU 34^e RÉGIMENT D'AVIATION — LE BOURGET

ET

**ASSOCIATION DES OFFICIERS DE RÉSERVE
DE L'AÉRONAUTIQUE**

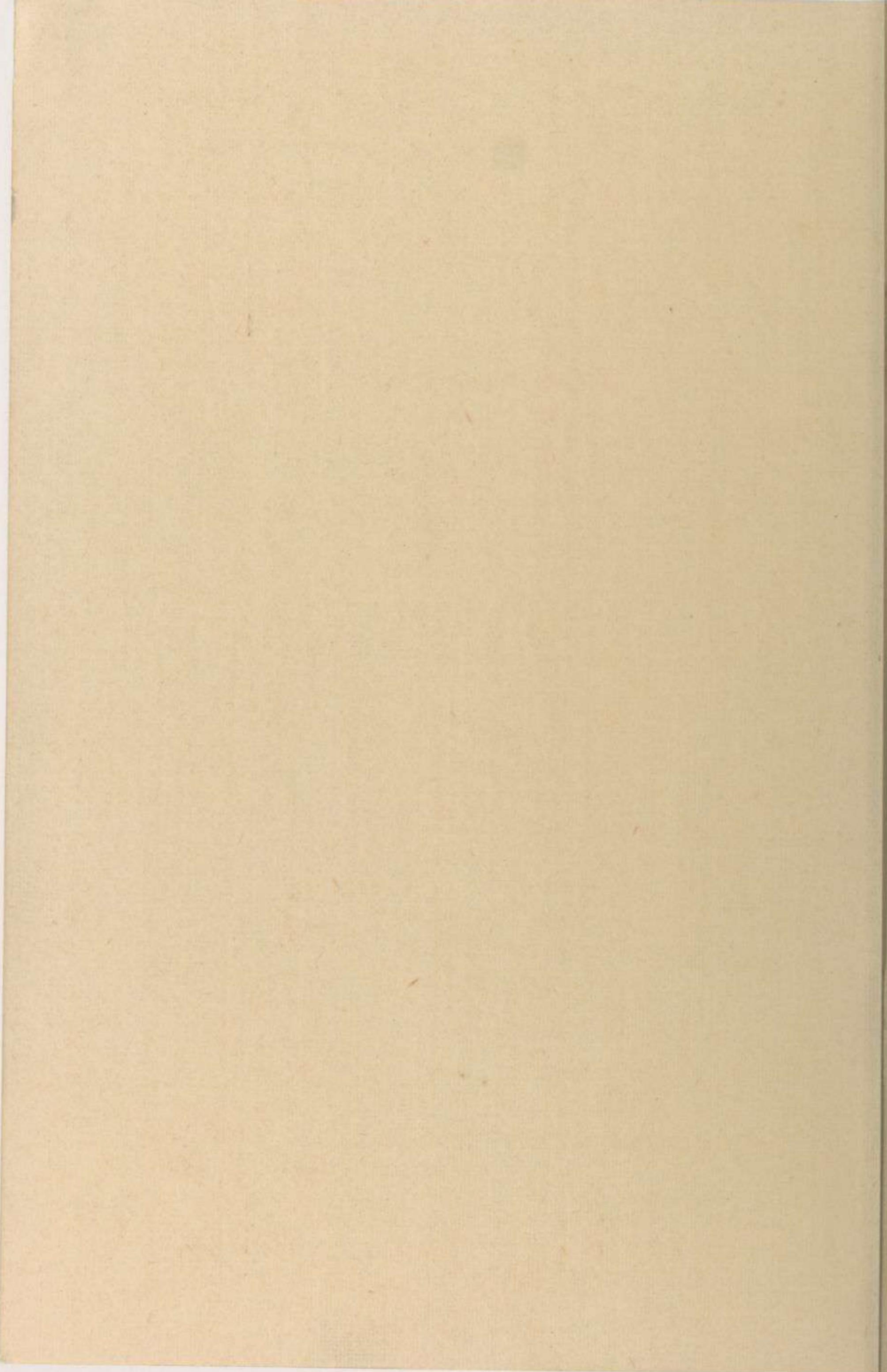
SECTION AMICALE DE L'ÉCOLE DE PERFECTIONNEMENT DU BOURGET

SIÈGE SOCIAL : 42, BOULEVARD SAINT-GERMAIN, PARIS (5^e)

LE MOTEUR D'AVIATION



CONFÉRENCE FAITE AUX OFFICIERS
DE RÉSERVE PAR L'INGÉNIEUR EN
CHEF HORS-CLASSE, COLONEL DE
RÉSERVE DE L'AÉRONAUTIQUE
MARTINOT-LAGARDE



1365-62

CONFÉRENCE FAITE AUX OFFICIERS DE RÉSERVE de l'École de Perfectionnement de l'Aviation du Bourget

par l'Ingénieur hors-classe, Colonel de Réserve de l'Aéronautique

MARTINOT-LAGARDE

Le 14 Octobre 1927

LE MOTEUR D'AVIATION.

Liaison du Moteur et de l'Avion

Le progrès de l'Aviation reste lié à la sécurité et à la régularité de la marche, à la charge utile transportée, à la vitesse et au rayon d'action, au plafond, à la maniabilité et à la facilité de pilotage, à la visibilité, à la facilité d'équipement en vue de l'observation, de la radiotélégraphie, de la photographie et de l'armement.

Les perfectionnements réalisés concernent à la fois la cellule et le groupe moteur : on accroît les qualités aérodynamiques et constructives de la première, on adapte son mode de construction et son architecture aux matériaux employés : bois, alliages d'aluminium, aciers spéciaux, ce qui a conduit depuis quelques années à des gains de poids de 30 % ; on améliore la finesse par des profils appropriés, le groupement des diverses parties réduisant au minimum les interactions nuisibles, ce qui a permis d'abaisser de 12 à 9 % la valeur de la finesse (rapport de la résistance à la poussée) ; pour l'améliorer encore et atteindre le chiffre de 6 % des grands oiseaux voiliers, on semble tendre vers la formule monoplane à aile épaisse ou semi-épaisse contenant tous les organes et habitacles. Mais ces progrès auraient une portée relativement faible s'ils n'étaient accompagnés de progrès parallèles dans le groupe moteur au point de vue de la puissance, de la légèreté, de l'économie de combustible et d'huile, de la sécurité et de l'endurance. — Nous disons le groupe moteur car ce qui importe, c'est le rendement final du propulseur.

L'étude du groupe moteur d'aviation doit naturellement commencer par l'examen des conditions de fonctionnement du moteur sur l'avion.

Conditions de fonctionnement en vol aux diverses altitudes

Alors que le moteur d'automobile est utilisé au sol, à des altitudes de quelques centaines de mètres, le moteur d'aviation est destiné à

fonctionner à des altitudes variables, ce qui entraîne des variations de pression atmosphérique, de température de l'air, d'état hydrométrique. C'est ainsi qu'à 5.500 mètres environ, la pression barométrique est diminuée de moitié, et la température d'une trentaine de degrés dans nos régions ; ce chiffre varie avec l'état du ciel, la proximité des montagnes et de la mer, la latitude, la saison. Ces variations des conditions ambiantes entraînent pour le moteur une variation de puissance ; elles modifient les conditions de *graissage*, de *refroidissement*, d'*allumage*, de *carburation*, ce qui entraîne des variations de *consommation* ; elles modifient les effets de la résistance de l'air sur l'avion et sur l'hélice.

Considérons un moteur d'aviation, marchant à pleine admission ou plutôt avec une même ouverture des gaz : sa vitesse de rotation mesurée par son nombre de tours diminue très légèrement en montant, pratiquement sur plusieurs milliers de mètres elle est sensiblement constante, à l'approximation où nous nous plaçons ; le volume aspiré par seconde reste le même : $N n q$, (n'étant le nombre de cylindres et

60X2

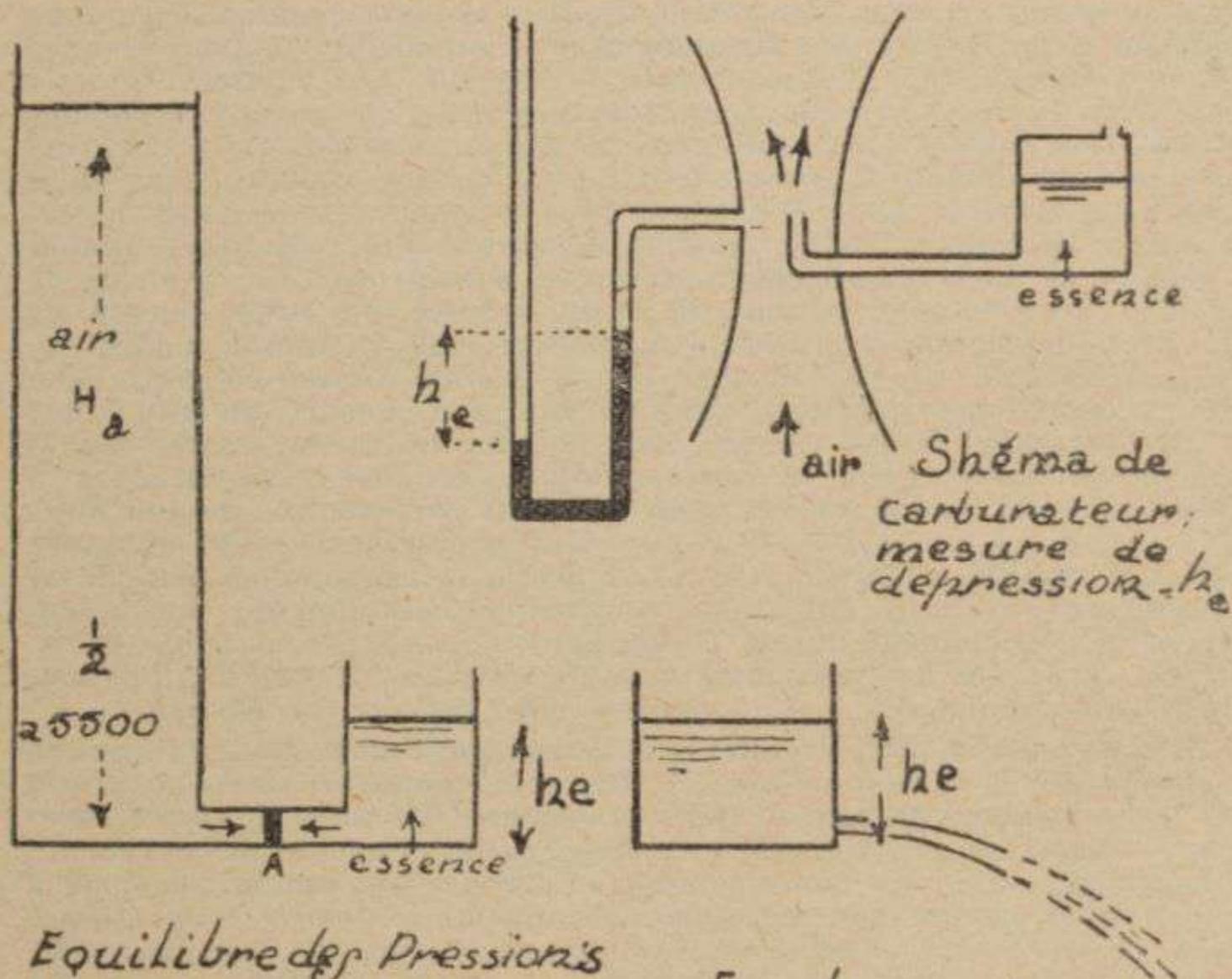
« q » la cylindrée élémentaire, c'est-à-dire le volume correspondant au déplacement d'un piston allant du point mort haut au point mort bas dans la course d'aspiration) ; alors que dans les moteurs d'automobiles, la cylindrée est de 1 L. 500 à 3 litres, dans les moteurs d'aviation, elle est 10 à 12 fois plus forte ; la quantité d'air en poids ainsi aspirée est à chaque instant proportionnelle à la densité de l'air ambiant, c'est ainsi qu'à l'altitude de 5.500 mètres, cette densité est diminuée sensiblement de moitié. Dans le moteur, c'est la chaleur due à la combustion de l'essence qui est transformée en travail ; cette chaleur augmente la pression des gaz qui se détendent ensuite en refoulant le piston ; ces gaz contiennent surtout de l'azote (80 %) aussi a-t-on pu dire que le moteur à explosion était un moteur à air chaud. — La quantité d'essence qui brûle dépend de la quantité d'oxygène disponible, c'est-à-dire, comme on sait que la composition de l'air reste la même jusqu'aux plus hautes altitudes atteintes, de la quantité d'air aspiré *en poids*. Nous voyons donc que la puissance d'un moteur décroît, quand on s'élève théoriquement comme la densité de l'air. En pratique d'une part, le carburateur comporte un réchauffage d'air qui diminue sa densité, d'autre part les frottements restent à peu près les mêmes, ce qui accroît leur importance relative, de sorte que pratiquement, la puissance d'un moteur décroît plus vite que la densité de l'air, soit comme la pression atmosphérique. — A 5.500 mètres elle sera donc diminuée de moitié : un moteur qui donne 300 CV. au sol ne donne plus que 150 CV. à 5.500 mètres. C'est là un point désormais admis et qui s'applique à tous les moteurs à combustion interne, Diesel, ou machine à vapeur ; il ne l'a pas toujours été et était encore discuté au début de la guerre. Les Allemands s'en étaient parait-il aperçus les premiers, ayant envoyé un moteur *Diesel* en Amérique du Sud pour des extractions de minerai à 4.000 mètres. Comme la densité du minerai, elle, ne varie pas pour une si faible augmentation de la distance du centre de la terre, 4 Km. sur plus de 12.000 Km., la vitesse de soulèvement des bennes était naturellement diminuée, et un procès était engagé, la guerre a dû le liquider). Pour vérifier la loi, nous avons fait en 1916 et 1917 des essais au Lautaret et au Galibier dans les Alpes à 2.000 et 2.500 mètres d'altitude ; les Américains et les Allemands ont construit dans ce but des chambres à vide, nous en aurons bientôt en France, pour y faire fonctionner les moteurs ; les résultats obtenus concordent avec la loi indiquée ci-dessus. Enfin, on la vérifie à chaque vol : la résistance de l'air sur l'hélice décroît comme la densité de l'air et l'on constate, comme nous l'avons dit au début, que la vitesse du moteur reste bien à peu près constante.

La détermination tout à fait exacte de la loi soulève des questions très délicates qui sont du domaine du laboratoire. Nous nous contenterons de cette première approximation très suffisante dans la pratique.

La consommation d'essence. Le fonctionnement du carburateur

Que se passe-t-il au point de vue de la consommation d'essence? Pour pouvoir répondre nous sommes obligés d'examiner au préalable le principe du fonctionnement du carburateur. Les carburateurs actuels sont tous du système dit « à dépression » : l'aspiration du mélange gazeux se fait sous l'effet de la dépression, c'est-à-dire du vide partiel que laisse derrière lui le piston en s'éloignant du point mort.

Cette dépression croît naturellement avec la vitesse de rotation — autrement dit, si nous branchons un manomètre, c'est-à-dire un tube en U plein d'eau sur la tuyauterie d'aspiration, nous verrons le niveau du liquide s'abaisser dans la branche qui est à l'air libre; et la hauteur d'abaissement h mesure le vide relatif produit 50 à 60 cm pour



*Equilibre des Pressions
d'écoulement de
L'air et de L'essence*

*Écoulement
des Fluides*

$$V = \sqrt{2gh_e}$$

*(V vitesse d'écoulement
 $g = 9^m 80$)*

Fig. 1. — Fonctionnement du carburateur à dépression.

les très bons moteurs. Sous l'effet de cette dépression, l'air et l'essence sont entraînés vers le moteur : la dépression sur le gicleur correspond à la différence de pression qui existe entre le dessus de l'essence dans le niveau constant et la face supérieure du gicleur; l'essence s'écoule donc par le gicleur comme si elle sortait à l'air libre du bas d'une cuve pleine d'essence dont le niveau serait à une hauteur au-dessus du gicleur égale à cette dépression h .

La loi d'écoulement d'un liquide est connue depuis Bernoulli qui a étudié la forme du jet parabolique, sortant d'une étroite ouverture

pratiquée dans la paroi d'un récipient qui le contient; la vitesse, et par suite, pour une même dimension de l'ouverture, la quantité du liquide qui s'écoule ainsi varie comme la racine carrée de la charge de liquide; quand la charge devient quadruple, le débit *double* seulement, ($2 = \sqrt{4}$); si elle devient deux fois plus faible, le débit décroît seulement comme $1,44 = \sqrt{2}$.

La loi de Bernouilli s'applique aussi à l'air dont le débit est lui aussi à chaque instant proportionnel à la racine carrée de la dépression; mais ici intervient le fait que l'air est un gaz dont la densité varie avec l'altitude.

Nous avons vu que le volume d'air introduit est le même à chaque altitude, puisque la vitesse du moteur reste constante; les sections de passage étant les mêmes, la vitesse de l'air reste la même et par conséquent la charge qui la provoque, évaluée en colonne d'air ambiant, garde la même hauteur; cette colonne d'air H correspond à la colonne d'essence h qui provoque l'écoulement du combustible : pour donner la même pression en A sur un petit piston supposé séparer les deux fluides, les hauteurs de ces deux colonnes sont en raison inverse des densités des deux fluides, soit dans le rapport de 500 à 1 environ. Or, quand on s'élève, la pression due à la colonne d'air ambiant, dont la hauteur H reste ainsi constante, décroît comme la densité de cet air; mais la hauteur de la colonne d'essence qui l'équilibre et dont la densité ne varie pas décroît comme la densité de l'air, le débit de l'essence décroît donc comme la racine carrée de cette densité de l'air, pratiquement de la pression ambiante; mais il décroît moins vite que le débit d'air aspiré en poids, lequel décroît comme cette pression même; le mélange *s'enrichit* ainsi au fur et à mesure qu'on monte; la *consommation totale* décroît bien comme la racine carrée de la pression ambiante, mais la *consommation par cheval augmente* : à 5.500 mètres, la consommation totale qui était par exemple de 100 litres à l'heure au sol tombera à 75 litres, mais la puissance ayant diminuée de moitié, de 300 à 150 CV. par exemple, la consommation par cheval a augmenté de 25 % environ. Or, cette augmentation de consommation est non seulement inutile et inutilement coûteuse en poids transporté et en argent dépensé, mais nuisible au point de vue du fonctionnement du moteur dès qu'elle dépasse une certaine proportion.

L'expérience montre en effet que le gavage d'un moteur en essence au-dessus de la consommation la plus économique augmente d'abord très légèrement sa puissance, puis amène des troubles de fonctionnement : encrassement, fumées à l'échappement et même échauffement. Le carburateur devra donc comporter un organe spécial destiné à réduire la consommation d'essence et appelé : « *correcteur altimétrique* »; son action, comme nous venons de le dire, ne fera pas varier pour ainsi dire la puissance du moteur, et comme le pilote n'a à bord que son compte-tours pour apprécier le rendement de son moteur, il ne se rend pas compte immédiatement de l'effet produit; il a tendance à n'utiliser le correcteur qu'à partir du moment où le moteur commence à donner des signes de mauvais fonctionnement, ce qui correspond à un grand excès, de 30 à 50 % environ, d'essence; il craint en outre d'arriver à un mélange trop pauvre qui risque de causer des retours de flammes au carburateur; les retours se produisent en effet suivant la processus suivant, — en supposant que les soupapes sont en bon état et ferment bien, car si la soupape d'admission reste ouverte, il est évident que le mélange aspiré risque d'être enflammé : un mélange trop pauvre admis, au lieu de brûler complètement par explosion et de se refroidir ensuite par la détente, fuse et brûle encore quand s'ouvre la soupape d'admission par laquelle arrive le mélange frais. Les précautions prévues actuellement dans le montage des carburateurs étanches, avec prises d'air à l'extérieur du fuselage également étanches rendent sans danger de tels retours isolés, de telle sorte que le correcteur peut être manié avec précaution sans doute, mais sans crainte, à partir d'une certaine altitude, 1.500 mètres environ, car le moteur manifeste par des hoquets très caractéristiques l'approche du retour de flammes; quand on les atteint, il faut remettre un peu plus d'essence.

On peut ainsi, grâce au correcteur, consommer par cheval la

même quantité d'essence à toute altitude, ce qui conduit à une sensible économie de plus de 20 % à 5.000 mètres et à l'augmentation correspondante du rayon d'action.

L'effet de l'abaissement de température de l'air

L'abaissement de la température de l'air avec l'altitude agit directement en second lieu sur la *carburation*, de deux façons : d'abord, elle rend plus difficile la pulvérisation et la vaporisation de l'essence, bien qu'on prenne soin d'utiliser de l'essence légère et aussi homogène que possible; pour que le mélange détonne bien, il faut qu'il contienne le maximum d'essence à l'état de vapeur et le minimum de gouttelettes: les gouttelettes en effet ont la mauvaise habitude de se réunir en petits ruisseaux dont le trajet le long des parois des tuyauteries est très capricieux et qui vont enrichir quelques cylindres au détriment d'autres trop parcimonieusement alimentés; tout le monde connaît les pétarades d'un moteur froid le matin; le carburateur d'aviation doit donc avoir ses gaz réchauffés; mais il y a un autre inconvénient à admettre au carburateur de l'air trop froid initialement : c'est que cet air est encore refroidi, par l'évaporation de l'essence autour du gicleur, d'une vingtaine de degrés; par suite de ce refroidissement, la vapeur d'eau contenue dans l'air peut se condenser : c'est le phénomène de la *buée* qui se forme sur une carafe d'eau fraîche qu'on introduit dans une salle tiède; si alors la température de l'air est inférieure à 0, cette buée se congèle et forme de véritables petites stallactites de glace qui se déposent autour du gicleur et du volet et qui présentent le double inconvénient, d'une part de diminuer la section de passage des gaz et par suite de diminuer la puissance, et d'autre part, de bloquer le volet de sorte qu'à l'atterrissage, on ne peut plus fermer le carburateur.

Naturellement dès que le moteur est arrêté, l'équilibre de température s'établit dans tout le moteur, par conductibilité, la glace fond, et l'examen du carburateur ne décèle rien d'anormal; cette panne prend un caractère mystérieux qu'elle n'a pas. Après une discussion de plusieurs années, tout le monde est maintenant convaincu de la nécessité de réchauffer légèrement l'air à son entrée, et tous les nouveaux carburateurs ont ce qu'on appelle « le corps réchauffé », par l'eau, le gaz d'échappement ou l'huile de circulation.

L'abaissement de température de l'air exerce aussi une influence sur le *refroidissement*. Nous venons de voir que la puissance du moteur décroît comme la densité de l'air; le pouvoir radiant du radiateur décroît lui aussi comme cette densité, le nombre de calories emportées étant proportionnel à la quantité d'air qui le traverse l'équilibre de température serait donc réalisé si la température de l'air ne s'abaissait pas, ce qui augmente l'écart entre la température de l'air ambiant et du radiateur, et par suite augmente la radiation proportionnellement à cet écart; il est donc indispensable pour un moteur d'avion de prévoir un réglage du pouvoir radiant du radiateur; c'est le rôle des volets et d'autres dispositifs comme les shunts et robinets qui seront décrits en détail dans une prochaine conférence.

Le rendement du moteur

La puissance du moteur militaire est ainsi à considérer non seulement au sol, mais à l'altitude d'utilisation : 2.000 pour le bombardement de nuit, 4.000 à 6.000 pour la chasse et la reconnaissance. Il importe de tirer, non seulement au sol pour décoller, mais à cette altitude, pour évoluer, le meilleur rendement de la cylindrée, c'est-à-dire d'un poids et d'un volume donnés de matière.

Rappelons les définitions des deux rendements principaux à considérer : le premier est le *rendement thermique* correspondant à la

consommation de combustible par cheval heure; il dépend de la perfection plus ou moins grande de la combustion et de la valeur de la détente dans le cylindre; le deuxième est le *rendement volumétrique* mesuré par le nombre de chevaux que fournit une cylindrée et qui dépend un peu de la richesse du mélange mais surtout de la vitesse de rotation. Le premier a un grand intérêt puisque l'économie de combustible conduit à un allègement sensible du groupe motopropulseur. — le poids de l'essence et de l'huile consommée en 4 ou 5 heures de marche est du même ordre que le poids du moteur lui-même — mais il n'est pas seul à considérer et le deuxième joue encore un rôle primordial dans l'allègement; c'est ce qui fait que le moteur Diesel, qui a par ailleurs un excellent rendement thermique (puisqu'il arrive à consommer moins de 200 grammes de gaz-oil par cheval, alors que le meilleur moteur à essence ne descend pas au-dessous de 210 à 220 grammes, en moyenne 230 grammes) ne convient pas encore à l'aviation, parce que, d'une part, de par son mode de fonctionnement, il ne peut tourner vite, et d'autre part, il doit être établi très solidement à cause des surpressions élevées à craindre, surpressions pouvant dépasser 100 Kg. par m²; finalement il ne donne encore dans les moteurs fixes que 5 chevaux par litre, certains nouveaux types essayés sur des camions arrivent à 8 ou 9, mais pèsent encore 15 Kgs. au moins par cheval, alors que les moteurs à explosion arrivent à 15 à 20 chevaux par litre et atteignent 40 CV dans certaines voitures de course, et descendent à un poids de 1 Kg. certains mêmes à 700 grammes par cheval. (Les études continuent).

Le rendement volumétrique. — La vitesse

Pour augmenter le rendement volumétrique, il faut donc tourner vite; on est malheureusement limité dans cette voie par les *fatigues thermique* et *mécanique* qui en résultent; la fatigue thermique provient de ce que la quantité de calories à évacuer par unité de temps, pendant une seconde par exemple, est d'autant plus grande que le nombre d'explosions dans le même temps est plus considérable; or l'évacuation de la chaleur par les parois est soumise à des lois inflexibles qui dépendent en particulier du rapport de la surface des parois au volume de la chambre d'explosion; ce rapport décroît justement quand les dimensions augmentent, les surfaces croissant comme les carrés, les volumes comme les cubes; pour des dimensions linéaires doubles, quand on passe par exemple de 60 à 120 mm. d'alésage, la surface radiante est doublée seulement, alors que la cylindrée est multipliée par 8, et leur rapport est divisé par 2. Les pièces qui souffrent le plus de l'échauffement sont naturellement celles qui sont les moins bien refroidies, les soupapes et les bougies, etc... Et cela explique que les vitesses de rotation des moteurs puissants d'aviation sont inférieures à celles de moteurs d'autos; ces dernières ont atteint 6.000 tours, et les premières n'ont pas dépassé 3.000 tours, par exemple dans le nouveau Napier 900 CV. de la coupe Schneider et le nouveau Farman inversé de 700 CV. Et c'est là une des raisons qui militent pour l'augmentation du nombre de cylindres; on a commencé par 6, on a continué par 8 et 12, on a atteint 16 et 18 dans le Farman 700 CV. et le Salmson 500 CV.; on est tout de même limité dans le nombre des cylindres par la complication mécanique, par le nombre rapidement croissant des soupapes et des bougies à entretenir et à revoir, qui finissent par dépasser la capacité du mécanicien.

La *fatigue mécanique* provient des effets d'inertie et des accélérations qui croissent comme le carré de la vitesse de rotation, c'est-à-dire relativement très vite, et comme la course. Il y a lieu de remarquer que les moteurs d'auto, de plus faibles dimensions et par suite de plus faible course, sont également favorisés à ce point de vue, et peuvent tourner relativement plus vite sans augmentation de fatigue. Les forces d'inerties aux grandes vitesses arrivent à être de l'ordre de grandeur des forces d'explosion, ce qui double d'une part la fatigue

des coussinets sollicités alors deux fois par tour, et par suite la difficulté du graissage, d'autre part la fatigue des bielles qui, sollicitées dans les deux sens, risquent plus facilement de flamber et de vibrer.

En définitive, le moteur d'aviation est un moteur *rapide*, dans lequel la vitesse linéaire des pistons dépasse 10 mètres par seconde.

L'Hélice. — Le Démultiplicateur

Mais le moteur avons nous dit, n'est pas seul à considérer, car il est accouplé à l'hélice et ce qui importe en définitive, c'est le rendement final de l'ensemble; or il n'y a aucune raison à priori pour que les vitesses de rendement optimum de l'hélice soient les mêmes que celles du rendement optimum du moteur, la vitesse optimum de l'hélice dépendant en particulier du rapport entre la vitesse de l'avion et la vitesse circonférentielle de l'hélice, c'est-à-dire celle des extrémités des pales, de la charge de l'avion, et de la puissance du moteur. Il semblerait donc qu'on doive toujours interposer un démultiplicateur entre l'arbre moteur et l'hélice. Malheureusement le démultiplicateur ne va pas sans certains inconvénients dus à la complication mécanique d'un organe nouveau qui entraîne avec lui de nouveaux risques particuliers de pannes, et d'autre part provoque une perte de puissance utile correspondant à celle qu'il absorbe, partie à cause des frottements (faibles il est vrai de 2 à 3 %) partie pour être transporté. Le réducteur n'est donc avantageux que s'il conduit à un gain final positif, tenu compte d'une part de l'augmentation de la puissance du moteur et du rendement de l'hélice (au maximum de 5 %), et d'autre part, des pertes entraînées; c'est un bilan à faire pour l'adaptation de chaque type de moteur à chaque type d'avion, et c'est pour cela qu'actuellement les constructeurs présentent leurs moteurs sous 2 formes, avec ou sans réducteur. Salmson, Renault 500, 550, 650 C.V. Hispano 500 C.V. malgré son record de distance de Bender-Albas; Lorraine 450 et 650 CV.; Farman n'a que des types à réducteur; les Anglais qui n'avaient pour ainsi dire que des moteurs à réducteur Napier, Rolls-Royce, étudient maintenant les mêmes moteurs à prises directes; les Américains qui n'avaient jusqu'à présent que des moteurs à prise directe travaillent l'adaptation de réducteurs et nous croyons savoir que c'est un réducteur français Farman à satellites coniques, avec axe de l'hélice dans le prolongement du vilebrequin, qu'ils expérimentent.

Une dernière considération intervient pour le réducteur, c'est celle de la *fatigue de l'hélice* qui est soumise à des efforts centrifuges de plusieurs tonnes déjà dans un 300 CV.; avec le bois on atteint la vitesse limite vers 270 mètres par seconde, c'est-à-dire une vitesse voisine de celle du son dans l'air, de telle sorte qu'au delà de 600 CV. le réducteur devient indispensable à ce point de vue; l'emploi d'hélices métalliques plus résistantes permet déjà de reculer cette limite.

De toute façon, le réducteur est avantageux pour les hydravions en vue de faciliter le déjaugage, pour les avions lents et à grande surface, pour les avions lourdement chargés pour le décollage.

Le rendement thermique

L'augmentation de rendement thermique est obtenue par l'amélioration de la forme de la chambre d'explosion, de l'alimentation et l'augmentation de la compression. Dans ce but on met les soupapes au fond des cylindres, on augmente la section de passage des gaz; comme malheureusement la levée des soupapes est limitée, on porte leur nombre de 2 à 4, comme cela existe sur les moteurs Renault à partir de la puissance de 420 CV.; pour faciliter l'écoulement des gaz on donne aux soupapes une forme de tulipe qui a en même temps l'avantage d'améliorer leur refroidissement, d'autant plus difficile avons nous dit que la vitesse est plus grande; les tuyauteries d'admission ont des courbures bien progressives pour éviter les remous et les

condensations; les prises d'air sont larges et dirigées vers l'avant de l'avion de façon à profiter de la surpression créée par la vitesse de l'avion; pour que la carburation ne soit pas troublée de ce fait et que la dépression sur le glieleur ne soit pas diminuée, on doit réunir le dessus de la cuve de niveau constant avec la prise d'air par une communication appropriée.

La compression

La *compression volumétrique* dans un cylindre est, comme on sait, le rapport de la cylindrée, c'est-à-dire du volume engendré par le piston quand il passe du point mort haut au point mort bas, au volume de la chambre d'explosion.

L'augmentation de compression volumétrique améliore le brassage des gaz, allonge la détente, augmente la pression maximum et aussi la température maximum, ce qui *accroît la fatigue* du moteur et les dangers d'échauffement local bien que la température moyenne soit abaissée; on ne peut dépasser une certaine valeur de cette compression, à cause des phénomènes d'auto-allumage et de détonation qui se présentent; l'auto-allumage est un allumage prématuré, la détonation est une combustion explosive; tous deux provoquent des trépidations et des chocs qui se traduisent par des bruits de cognement caractéristiques. Dans les courses, on recule cette limite de compression en utilisant des mélanges d'essence et de combustibles moins détonants comme le benzol, des produits spéciaux dits anti-détonants incorporés en très faible proportion, de l'ordre de quelques millièmes et qui retardent l'apparition des phénomènes de détonation, d'ailleurs très complexes. Les moteurs Hispano de l'avion Bernard et Napier de l'hydravion Gloucester Anglais qui ont obtenu les records de vitesse, étaient ainsi alimentés. Mais ce n'est pas là encore une solution normale pour fonctionner en durée.

La surcompression

Dans les avions militaires destinés par définition à voler haut, on peut profiter de la diminution de la pression barométrique avec l'altitude, ce qui entraîne une diminution de la pression en fin de compression, pour augmenter la compression; ainsi à chaque altitude il existe une *compression optimum*, c'est-à-dire donnant à pleine admission, le maximum de puissance que peut supporter le moteur.

Si on pouvait la réaliser à chaque instant en montée, la perte de puissance en altitude serait diminuée; à 5.500 mètres par exemple elle serait ramenée de 50 à 25 % ce qui est sensible, grâce à l'amélioration du rendement; mais notons-le en passant, cette amélioration du rendement ne permet pas de compenser complètement la perte de puissance due à la réduction de densité des gaz admis dans chaque cylindre.

Malheureusement la réalisation mécanique de la compression variable, en faisant par exemple remonter progressivement le point mort haut du piston, est jusqu'à présent du moins assez délicate et compliquée, en particulier à cause des efforts violents de plusieurs tonnes que reçoit le piston à chaque explosion, et n'est pas encore entrée dans la pratique (Clerget-Damblanc) aussi on se contente pratiquement d'établir les moteurs avec la compression optimum à l'altitude d'utilisation (par exemple 6.5 à 2.500 mètres) et de marcher à admission réduite entre le sol et cette altitude; on a aussi des moteurs *surcomprimés* et *sousalimentés*, on règle l'admission à chaque altitude de façon à leur faire donner entre le sol et l'altitude d'utilisation une puissance constamment égale à la puissance maximum W_a à cette altitude Z (fig. 2).

Fig. 2 Courbes de puissance avec l'altitude en supposant la vitesse constante

DB courbe de puissance d'un moteur ordinaire donnant la puissance W_0 au sol

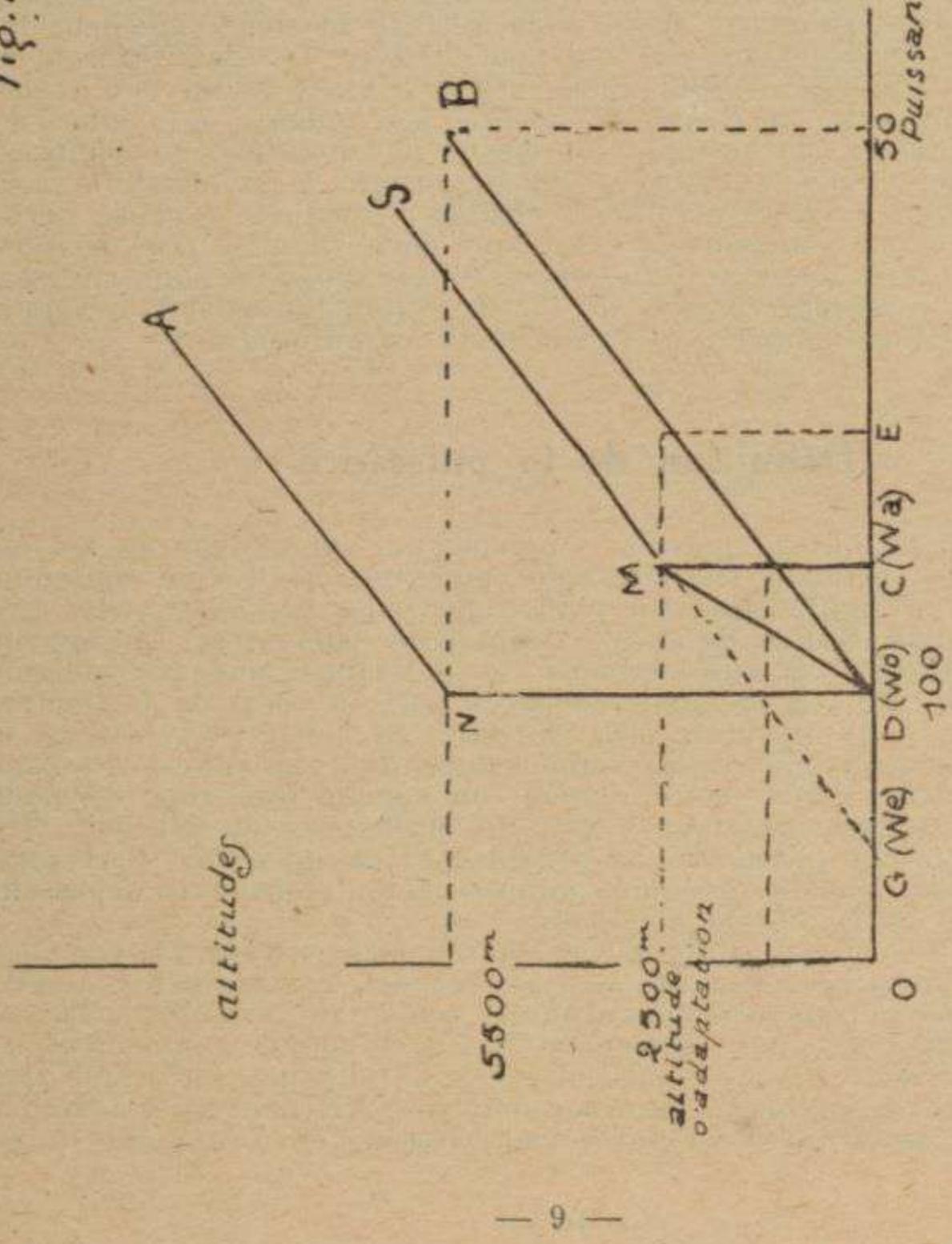
CMS courbe de puissance d'un moteur surcompresseur sous alimenté jusqu'à 2500 m (M) (compression optimale à 2500 m)

MG courbe théorique de puissance entre 2500 m et le sol du moteur précédent

La puissance W_{equi} correspond au point G est dite l'équivalence de puissance

DM courbe de puissance d'un moteur à compression variable optimum à chaque altitude

D.N.A. Courbe de puissance d'un moteur doté d'un compresseur maintenant jusqu'à 5500 m la pression d'admission



Cette puissance $OC = W_a$, est inférieure près du sol, à la puissance maximum $OD = W_o$ que donnerait le même moteur à pleine admission, avec la compression optimum au sol de 4,5 par exemple qui y est permise; on pourrait obtenir au sol avec le moteur surcomprimé cette dernière puissance en ouvrant davantage les gaz, mais alors on provoquerait rapidement l'auto-allumage, le cognement et une fatigue exagérée du moteur qui n'est établi et calculé que pour la puissance de l'altitude d'utilisation. Un tel moteur est ainsi un peu inférieur, pour effectuer le décollage, au moteur ordinaire.

$$OC < OD \quad (\text{sur la figure})$$

Mais à partir d'une certaine altitude très inférieure à l'altitude d'utilisation, il reprend nettement l'avantage :

$$OC > OE \quad (\text{sur la figure})$$

Par exemple un moteur, établi avec la compression de 6,5 optimum à 2.500 mètres, permet à cette altitude un gain de plus de 15 % sur un moteur ordinaire, et ce gain relatif CE va croissant au fur et à mesure que l'on s'élève.

Conduite des Moteurs surcomprimés

Le moteur d'aviation militaire sera donc *surcomprimé*; mais il ne doit pas fonctionner au sol et près du sol, à plein gaz, puisque sa fatigue croît très vite quand on dépasse l'admission permise.

Le degré d'admission permis varie naturellement avec le taux de compression; jusqu'à 5,5, on peut marcher à pleine admission pendant quelques secondes, juste pour vérifier le fonctionnement du moteur avant le décollage, on doit partir avec les gaz légèrement réduits et les diminuer sensiblement dès qu'on a pris un peu d'altitude, faute de quoi on risque de griller les bougies, de voiler les soupapes, de fondre les pistons; au-dessus de ce chiffre de compression, quand on emploie l'essence, qui est encore le combustible normal de l'aviation militaire et qui est encore le meilleur à cause de sa faible densité et de son pouvoir calorifique élevé, *il n'est plus possible de marcher au sol à pleine admission* — des appareils sont en essai (Panhard par exemple) chargés de limiter automatiquement à chaque altitude l'ouverture maximum du volet du carburateur.

Définition de la puissance

On voit donc que la *puissance* fournie par un moteur au sol est liée à la *durée* pendant laquelle cette puissance peut être soutenue. Pour avoir une signification un chiffre de puissance doit aussi être accompagné d'un chiffre de durée de marche sans arrêt. On appelle *puissance nominale* ou *internationale*, la puissance moyenne obtenue pendant deux essais d'une heure séparés par un essai de 50 heures (en 5 essais de 10 heures), bien entendu en tenant compte de la pression barométrique et de la température de l'air autour du banc d'essai chacun des jours des épreuves; on appelle *puissance normale*, celle qui est fournie pendant l'essai de 50 heures et qui doit être égale aux 9/10 au moins de la précédente; la puissance maximum est celle fournie pendant quelques minutes à une survitesse dépassant d'au moins 5 % la vitesse nominale.

Enfin, pour pouvoir différencier les moteurs suivant l'importance du gain de puissance, par rapport à des moteurs ordinaires, qu'ils peuvent donner à une certaine altitude, grâce au dispositif particulier qu'ils possèdent, on a récemment établi la notion d'*équivalent de puissance*. Cet équivalent de puissance est la puissance théorique que que donnerait au sol un moteur surcomprimé s'il pouvait y marcher à pleine admission, avec sa forte compression, en admettant qu'un

tel moteur, alimenté « plein gaz » entre l'altitude et le sol, suive la même loi de variation de la puissance avec l'altitude que les moteurs ordinaires, non seulement au-dessus de l'altitude d'utilisation, ce qui est vérifié par l'expérience, mais aussi au-dessous. Cela revient en somme à prolonger jusqu'au sol en G suivant MG, au-dessous de l'altitude d'utilisation, la courbe, pratiquement la droite MS, qui indique la puissance obtenue quand on s'élève au-dessus de l'altitude d'utilisation Z (M). Si le rapport de la pression barométrique à l'altitude d'utilisation, à la pression au sol est égale à 0,75 par exemple et si la puissance nominale est W_a , l'équivalent de puissance W_e , sera égal par définition à :

$$W_e = \frac{W_a}{0,75}$$

Les raisonnements précédents supposent la vitesse du moteur constante, or l'hélice rigide, entraînée par un couple moteur constant tourne de plus en plus vite au fur et à mesure qu'on s'élève. Pour ne pas dépasser la vitesse normale, à l'altitude d'utilisation, on doit réduire encore l'admission au sol, de sorte qu'en réalité on perd encore un peu plus de puissance aux basses altitudes par rapport au moteur ordinaire, et c'est ce qui limite l'emploi de la surcompression. Mais au-dessus de l'altitude où le moteur surcomprimé sous alimenté et le moteur ordinaire ont la même puissance, le moteur surcomprimé prend nettement l'avantage.

Nota : Les livrets qui accompagnent les moteurs portent l'indication de la puissance normale et de la vitesse normale correspondante obtenues au banc d'essai balance, avec un moulinet taré ou un autre frein. L'hélice qui l'équipe sur l'avion, établie pour freiner le moteur en vol à une altitude déterminée, à cette vitesse normale, donne au point fixe une vitesse inférieure; il ne faut pas s'en étonner.

La suralimentation

La suralimentation : Théoriquement pour conserver la puissance maximum W_0 susceptible d'être fournie au sol à pleine admission, en durée, avec la compression optimum, il faut avoir recours à la *suralimentation*; un compresseur comprime l'air ambiant de façon à amener sa pression à être égale à celle du sol et à l'envoyer à cette pression aux cylindres. Dans ces conditions, la vitesse ne changeant pas, le poids d'air introduit pendant le même temps reste le même, la puissance reste constante, suivant la droite D.N. tant que la pression du sol est maintenue.

Dans le turbo compresseur Rateau, cette condition est réalisée jusqu'à 5.000 mètres et procure à cette altitude un gain de puissance de 100 % par rapport à un moteur ordinaire, qui, donnant 100 C.V. au sol, n'en donne plus que 50 à 5.000 mètres, et qui, suralimenté, retrouve ses 100 C.V. à 5.000 mètres. Au-dessus de 5.000 mètres, le moteur suralimenté suit une loi de perte de puissance analogue à celle des moteurs ordinaires, mais moins rapide, puisque la pression ambiante continue à être doublée.

Le compresseur rotatif à palettes est entraîné par une turbine montée sur le même arbre et mise en mouvement par la détente des gaz d'échappement qui sont conduits par un collecteur des cylindres au compresseur. C'est là une solution extrêmement ingénieuse.

La compression de l'air dans le rapport de 1 à 2, tenu compte du rendement toujours imparfait du compresseur, élève la température de l'air d'une soixantaine de degrés, ce qui diminuerait beaucoup trop la densité de la cylindrée si on l'admettait tel quel dans les cylindres; aussi l'air est refroidi dans un radiateur.

Comme le compresseur est accolé à la turbine, traversée par les gaz d'échappement à haute température, il importe, pour éviter

tout danger d'incendie, de ne pas admettre de mélange tonnant dans le compresseur; le compresseur est ainsi en amont du carburateur; pour que celui-ci fonctionne normalement, d'après ce que nous avons dit plus haut, et que l'écoulement d'essence par le gicleur soit assuré, il est nécessaire d'une part que la pression de l'air admis par la buse règne aussi au-dessus de l'essence contenue dans la cuve à niveau constant et d'autre part que l'essence elle-même arrive au niveau constant sous cette même pression; dans ce but, une dérivation permanente d'air comprimé aboutit au-dessus de la cuve à niveau constant, et une autre, intermittente, au moment de chaque course motrice arrive, sous la face inférieure du piston ou du soufflet de la pompe d'alimentation. On évite ainsi l'emploi de réservoirs sous pression prohibée à bord pour raison de sécurité. (Le poids total de l'installation est d'environ 70 kilogs pour un moteur de 300 CV.

Grâce à la constance de la puissance en altitude, au fur et à mesure que l'on s'élève, la vitesse de l'avion augmente dans les sens horizontaux et verticaux, sa maniabilité s'améliore, et le plafond est relevé.

Théoriquement, on pourrait avec un compresseur approprié, arriver à doubler la vitesse et à tripler le plafond. Mais pour cela il faudrait utiliser une hélice *déformable*. Actuellement on ne dispose encore que d'hélices rigides et les gains obtenus ne représentent qu'une fraction du gain maximum possible. Le couple moteur restant constant en effet, la vitesse de rotation de l'hélice tend à croître au fur et à mesure qu'on s'élève, et comme on est obligé de maintenir cette vitesse au-dessus du minimum compatible avec la résistance mécanique du moteur, on est obligé de donner des dimensions relativement grandes à l'hélice, qui freine trop le moteur au sol; néanmoins on est arrivé à obtenir avec un Breguet XIV des vitesses de 200 kms à 2.000 mètres au lieu de 140 et un plafond de plus de 8.000 mètres au lieu de 5.500 mètres.

L'expérimentation de ce système né à la fin de la guerre continue en même temps celui d'un autre où le compresseur est commandé mécaniquement comme il existait sur les avions géants allemands.

On voit la grande importance, pour les vols à hautes altitudes, de la mise au point d'une hélice déformable, permettant de maintenir constante la vitesse du moteur.

PRINCIPAUX DISPOSITIFS. — PRINCIPAUX TYPES DE MOTEURS EN SERVICE

Disposition des cylindres

Les moteurs en service sont à cylindres à 2 rangées en V, à trois rangées en W, ou en étoile. La réunion de plusieurs bielles sur un même maneton conduit à un allègement; les moteurs en étoile sont ainsi les plus légers. La condition d'un bon équilibrage conduit à des rangées de six cylindres, celle d'un couple d'entraînement régulier de l'hélice à 8 cylindres au moins; on arrive ainsi aux chiffres classiques dans le monde entier; de 12 cylindres pour les moteurs à plusieurs rangées : Farman, Hispano-Suiza, Lorraine-Dietrich, Panhard, Renault; de 9 pour les moteurs en étoile : Rhone-Gnome-Jupiter, Lorraine-Dietrich, Salmson.

Constitution des principales pièces et fonctionnement

Les pistons sont en aluminium, métal léger et bon conducteur de la chaleur, les ressorts de soupape sont doubles ou triples, les soupapes sont en forme de tulipe, favorables au bon refroidissement.

L'allumage est toujours double, pour assurer la sécurité, et est réalisé par deux circuits complètement indépendants, l'allumage par magnéto est encore le seul réglementaire (magnétos S.E.V. Biériot, Salmson, etc....); l'avance variable est commandée à la main et permet deux positions; l'une de retard pour la mise en route, l'autre d'avance normale en marche.

Le graissage est toujours réalisé par circulation, sous des pressions d'ailleurs variables, de 1 à 8 kgs cm², d'un type de moteur à l'autre, avec deux pompes dont l'une maintient le carter vide afin d'éviter les encrassements de bougies pendant les évolutions; tous les moteurs ont un filtre à huile accessible qu'il est indispensable de vérifier périodiquement; les moteurs Renault comportent en outre un épurateur centrifuge; l'installation à bord comprend un manomètre et un thermomètre et souvent un radiateur.

L'alimentation en combustible est réalisée par une ou deux pompes volumétriques (A.M. Lamblin), envoyant l'essence directement des réservoirs principaux aux carburateurs; il existe en général une nourrice contenant une réserve d'essence correspondant à un quart d'heure de vol au moins; les carburateurs sont automatiques à corps réchauffés, dotés d'un correcteur altimétrique, d'un système d'équilibrage de pression d'air pour que leur fonctionnement soit indépendant de la vitesse de l'avion (Zenith, Claudel, Solex, etc...)

Le refroidissement par eau et par air

Le refroidissement à eau est encore le plus employé (Farman, Hispano, Lorraine, Panhard, Renault); il peut permettre des marches régulières pour toutes les puissances; mais le refroidissement à air est maintenant au point pour des puissances allant jusqu'à 450 C.V.; il présente des avantages au point de vue de la simplicité des installations à bord du fait de suppression de toute la circulation d'eau, et de la légèreté (Jupiter-Gnome et Rhône 460 C.V., Salmson, Lorraine 250 C.V.); le moteur doit bien entendu avoir ses culasses bien ventilées; cette condition détermine son emplacement sur l'avion, limite actuellement à 2 au maximum le nombre des étoiles de cylindres et interdit naturellement les longues marches au point fixe sur avion.

Ce progrès a pu être obtenu grâce à l'emploi rationnel de l'aluminium non seulement pour les pistons, comme dans les moteurs à refroidissement par eau, mais aussi pour les culasses; des expériences systématiques ont permis de déterminer la forme et la disposition des ailettes de refroidissement tant pour les culasses en aluminium que pour le cylindre en acier.

La puissance

L'augmentation de la puissance reste une des lois générales de l'évolution des moteurs militaires, en vue d'obtenir la supériorité aérienne sur l'adversaire; les puissances de 80 CV. rotatif) 120 CV. S. et L. à air à 180 C.V. à eau, fixes sont réservées aux avions-école.

Pour les avions d'armes, la puissance est maintenant passée de 300 C.V. à 450 C.V.; les moteurs de 300 C.V. (Renault 12 cylindres, Hispano-Suiza 300 C.V. et Salmson 230 C.V.) montés respectivement sur les avions Bréguet XIV réservés aux T.O.E., les avions de chasse Nieuport, les avions de bombardement Farman, sont en voie d'extinction; les moteurs à refroidissement par eau en service sont les Farman 500 C.V. à 12 cylindres en W; Lorraine-Dietrich 400 C.V. à 12 cylindres en V; 480 C.V. à 12 cylindres, 650 C.V. à 18 cylindres en W; Hispano 450 C.V. à 12 cylindres en V; Renault 480 C.V. et 550 C.V.; ce dernier à réducteur ou non; Salmson 500 C.V. à 18 cylindres en 2 étoiles accolées; la vitesse des moteurs à prise

directe de l'hélice est au maximum de 1.600 à 1.700 tours; celle des moteurs à réducteurs de 1.800 tours au moins; les poids par cheval des moteurs nus sont un peu supérieurs, égaux, ou légèrement inférieurs à 1 kg (de 0 kg,9 à 1 kg,3 environ).

Comme moteur à refroidissement à air, l'armée utilise aujourd'hui normalement le moteur Jupiter-Gnome et Rhône donnant 400 C.V. à 1.700 tours, et dont la puissance maximum a pu être portée à 480 C.V. par l'augmentation de la compression à 6,3 et de la vitesse à 1.850 tours; le poids par cheval est inférieur à 800 grammes. Des Salmson et des Lorraine 450 C.V. sont en essai.

La consommation d'essence pour ces divers moteurs reste de l'ordre de 230 grammes par cheval-heure, celle d'huile de 10 à 15 grammes; celle dernière tend à diminuer grâce aux améliorations apportées à la fabrication et à l'emploi généralisé des segments racleurs d'huile.

Le détail du fonctionnement, de l'utilisation et de l'entretien des principaux dispositifs et moteurs visés ci-dessus sera exposé au cours des conférences suivantes et des visites d'usines.

Endurance - Conduite - Entretien - Sécurité

Des progrès très importants ont été réalisés au point de vue de l'endurance des moteurs en ces dernières années.

Des moteurs de 400 C.V., Lorraine, Panhard, sans soupape Renault ont subi avec succès les épreuves de grande endurance consistant en 240 heures de marche au banc, sans réparations; ces moteurs sont un peu lourds mais ils ont permis l'établissement de moteurs plus légers visés plus haut; des recherches systématiques sont également poussées à l'étranger; en Allemagne où on détient maintenant le record de durée de marche d'un avion avec 52 heures, ravi aux Américains qui avaient atteint 51 heures, après Farman en France qui avait dépassé 45 heures; la France occupe encore ainsi une place plus qu'honorable.

Les performances précédentes s'appliquent évidemment à des moteurs particulièrement soignés. Parallèlement la durée de marche sans révision des moteurs de série s'est accrue de 40 ou 50, à 80 et même 100 heures et on tend vers 150 heures.

Ces résultats sont dûs en particulier :

a) A l'amélioration des qualités de matières premières, citons par exemple les nouveaux aciers à soupapes étudiés par l'inspecteur Général Grard, dont la texture ne change pas jusqu'aux températures d'emploi les plus élevées, vers 8 à 900°.

b) A la précision de la fabrication et du contrôle, à l'étude systématique des pannes et des usures anormales.

c) Au perfectionnement des accessoires et de l'installation à bord.

d) A la marche en vol à puissance réduite permise grâce à l'excès de puissance disponible à bord, à un *entretien* plus soigné, aux *révisions* périodiques effectuées systématiquement.

La rupture des pièces devenant de plus en plus rare, la *surveillance et l'entretien continu* jouent un rôle de plus en plus importants et sont susceptibles de réduire les pannes dans la proportion de plus des trois quarts, en décelant à temps les commencements de fuites des tuyauteries ou des joints, le desserrage des boulons, les amorces de fêlures des pièces métalliques, de déchirure des toiles, de décollage des bois, d'amollissement des ressorts et des extenseurs, etc...

L'*incendie* restant encore le pire des accidents, toute une série de mesures ont été prises pour accroître la sécurité à ce point de vue, les unes ont un caractère *préventif*; l'emploi de carburateurs et de prises d'air rigoureusement étanches débouchant à l'extérieur de l'avion pour y rejeter et rendre ainsi inoffensives les flammes des retours de flammes, le freinage de tous les gicleurs, joints et articulations des carburateurs susceptibles de provoquer des fuites ou de

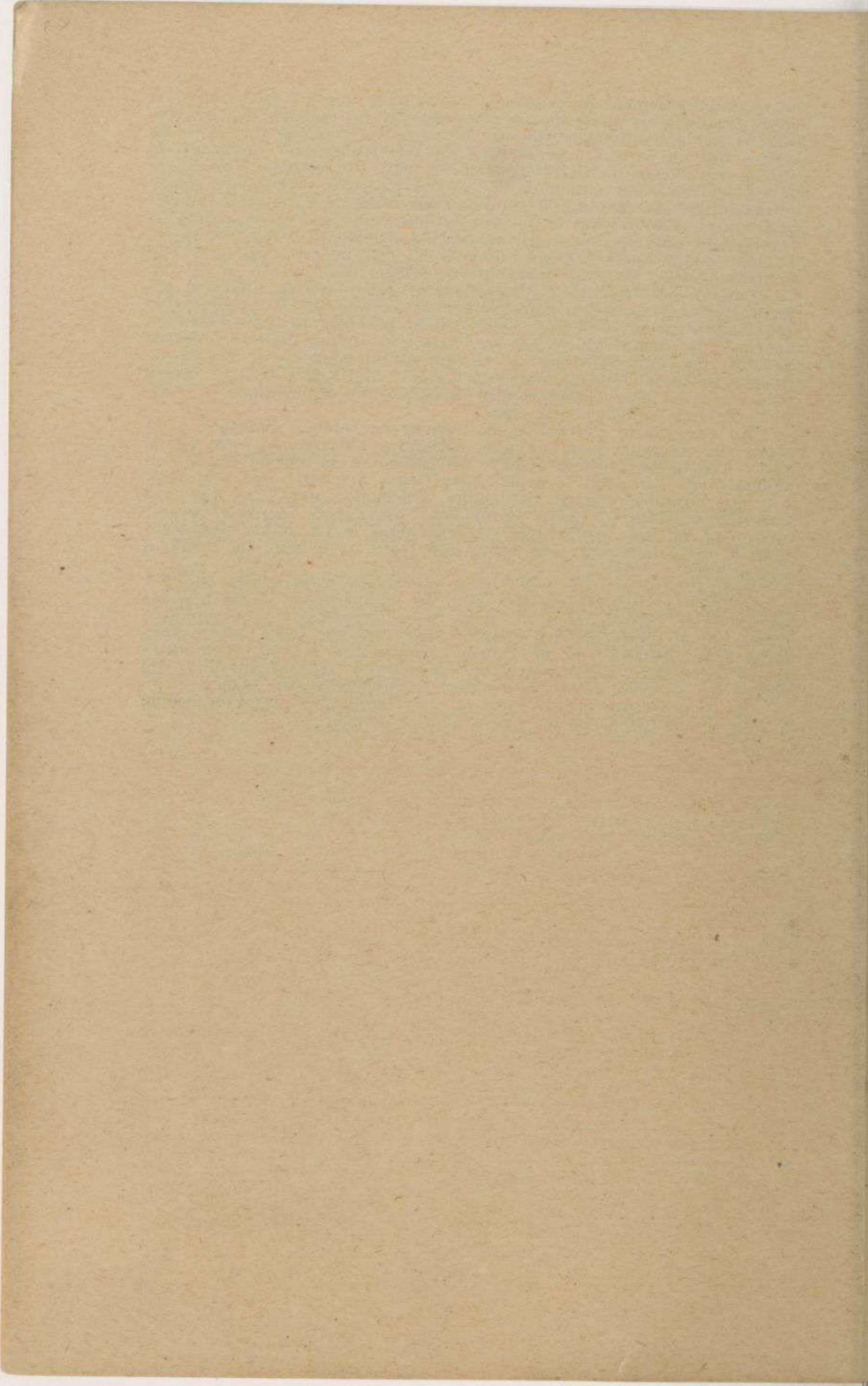
troubler l'écoulement de l'essence; le freinage des fils de bougies, la mise des fils sous gaine destinée à préserver les isolants des détériorations par échauffement sur les cylindres ou frottement, etc...; les autres ont un caractère *préservatif* en vue d'empêcher l'aggravation du mal et même de l'arrêter; cloisons pare-feu étanche qui sépare le moteur des réservoirs d'essence et des passagers; extincteur où le tétrachlorure de carbone, destiné à créer sous le capot une atmosphère asphyxiante pour le feu, et projeté sur les carburateurs, à travers des pulvérisateurs, par la détente d'acide carbonique emporté à l'état liquide sous faible volume, à 60 kgs de pression dans une petite bouteille; réservoir largable et protégé, etc...

Comme le tétrachlorure est d'autant plus efficace qu'il est répandu plus tôt après le commencement d'incendie que la cloison pare-feu tend à cacher à la vue, le pilote est *prévenu* de toute élévation anormale de température par un *détecteur automatique* à voyant actionné par un ressort qui se détend au moment de la fusion de fusibles en métal fondant au-dessus de 100°, qui sont placés en divers points sous le capot. Des systèmes à commande automatique de l'extincteur sont également en essai.

En prenant la précaution de fermer le robinet d'essence à la sortie du réservoir, pour ne plus alimenter l'incendie et les volets, s'il y a lieu, de façon à réduire au minimum la vitesse de renouvellement de l'air sous le capot, l'expérience a montré que l'on avait les plus grandes chances d'éteindre l'incendie; dans les cas les plus défavorables, on peut le modérer assez pour pouvoir revenir au sol, et, en cas de nécessité, se jeter dans le parachute réglementaire et obligatoire sur tous les avions, sans avoir subi de brûlures dangereuses.

Certes le champ des recherches est encore vaste, mais on peut néanmoins dire que les groupes moteurs équipant les avions d'armes actuels sont suffisamment au point pour permettre, à la condition d'être l'objet d'un *entretien continu sous l'œil du pilote*, d'être conduits sans brutalité, de ne fournir jamais que la puissance strictement nécessaire, d'être suivis et « écoutés » avec attention, — de rendre les services qu'on est en droit d'attendre d'eux.

En ce qui concerne les moteurs, l'aéronautique française continue à occuper une des premières places dans le monde.



GIANOLI ET VALENTIN
17, Fg Montmartre, PARIS
