

*que
sais-je?*

LE PILOTAGE DES AVIONS

**PAR GERMAIN COUTAUD
ET YVES TESSIER**



**PRESSES UNIVERSITAIRES
DE FRANCE**

CATALOGUE DE LA COLLECTION

1. Les étapes de la biologie.	44. La monnaie et le change.	85. La littérature de la Renaissance.
2. De l'atome à l'étoile.	45. Les arts du feu.	86. Les chemins de fer.
3. Les certitudes du hasard.	46. Les matières plastiques.	87. Le tabac.
4. Hist. de l'Afrique.	47. Les grandes philosophes.	88. Hist. de la vitesse.
5. Comment se défend l'organisme.	48. La lumière.	89. La météorologie.
6. Le peuple des abeilles	49. Le roman français depuis 1900.	90. Le coton.
7. Hist. de l'électricité.	50. La sexualité.	91. Les probabilités et la vie.
8. Le système nerveux.	51. Les migrations des animaux.	92. Les océans.
9. Les grandes religions.	52. La folie.	93. Les matières premières de synthèse.
10. La Corporation.	53. Les microbes.	94. La chimie du cerveau.
11. Le cancer.	54. Les étapes de l'archéologie.	95. La littérature du siècle classique.
12. Les vitamines.	55. Hist. du commerce.	96. Les étapes de la métallurgie.
13. L'astronomie sans télescope.	56. La défense de nos cultures.	97. La mesure du temps.
14. L'éducation nouvelle	57. L'exploitation du hasard.	98. La vision.
15. La tuberculose.	58. Le péril vénérien.	99. La T. S. F.
16. La terre et son hist.	59. L'équipement électrique de la France.	100. Les ports maritimes.
17. Les premières civilisations de la Méditerranée.	60. La guerre des matières premières.	101. La littérature allemande.
18. Histoire de l'architecture.	61. La toxicologie.	102. L'adolescence.
19. L'exploitation rationnelle des abeilles.	62. L'agriculture coloniale.	103. Le blé.
20. La vie créatrice de roches.	63. Technique du sport.	104. Les colloïdes.
21. Les ultrasons.	64. Les radiations et la vie.	105. Les grands travaux.
22. L'alimentation humaine.	65. Les étapes de la géographie.	106. La genèse de l'humanité.
23. La terre, source de richesses.	66. Hist. de la peinture.	107. Hist. de Byzance.
24. Les rêves.	67. Etude physique de la terre.	108. Les étapes de la poésie française.
25. Histoire de l'Asie.	68. L'embryologie.	109. Histoire de la géométrie.
26. Le mobilier français.	69. La formation de la France au moyen âge.	110. Les industries de l'alimentation.
27. Les mécanismes économiques.	70. Les rayons X.	111. La comptabilité.
28. La peinture moderne	71. L'éducation des enfants difficiles.	112. La prévision économique.
29. Automates et automatisme.	72. La vie dans les mers.	113. Génétique et hérité.
30. La télévision.	73. Les expéditions polaires.	114. La littérature espagnole.
31. Les étapes de la médecine.	74. Hist. de la sculpture.	115. Napoléon.
32. L'économie humaine.	75. Hist. de l'Océanie.	116. La cryptographie.
33. Radium et radio-activité.	76. Les assurances.	117. Le parasitisme.
34. Histoire de Paris.	77. Les arts d'Extrême-Orient.	118. Techn. du cinéma.
35. Les étapes de la chimie.	78. La croissance.	119. Les colorants.
36. Hist. de la propriété.	79. Origine des plantes cultivées.	120. La bataille des trusts.
37. La relativité.	80. La lutte pour les denrées vitales.	121. L'orientation professionnelle.
38. Histoire des Etats-Unis.	81. Histoire du cinéma.	122. Le froid.
39. Les hormones.	82. La littérature symboliste.	123. Le romantisme français.
40. Hist. de la musique.	83. Les insectes et l'homme.	124. Le diabète.
41. Radionavigation et radioguidage.	84. Le papier et les dérivés de la cellulose.	125. L'organisation scientifique du travail.
42. Les étapes des mathématiques.		126. Histoire des techniques.
43. Histoire de la navigation.		127. Histoire de la Normandie.

LE PILOTAGE DES AVIONS MODERNES

« QUE SAIS-JE ? »
LE POINT DES CONNAISSANCES ACTUELLES

LE PILOTAGE
DES
AVIONS MODERNES

par

Germain COUTAUD et Yves TEISSIER

*Ancien élève de l'Ecole Polytechnique
Commandant de l'armée de l'Air*

*Ingénieur civil de l'Aéronautique
Capitaine de l'Armée de l'Air*



PRESSES UNIVERSITAIRES DE FRANCE
108, BOULEVARD SAINT-GERMAIN, PARIS

1949

INTRODUCTION

Science et expérience en aviation

Quarante ans à peine nous séparent des pionniers qui se lançaient audacieusement à la conquête du ciel ; leur sacrifice s'imposait alors pour jeter, puis consolider les bases d'une technique révolutionnaire. De nos jours le mode de transport aérien est entré dans les mœurs tout comme le chemin de fer, l'automobile et le navire ; le mauvais temps, la nuit, ne sont plus un empêchement à son emploi régulier, et s'il arrive que des conditions météorologiques par trop défavorables retardent un courrier, n'ont-elles pas également sur les modes de locomotion de surface les mêmes répercussions fâcheuses ? Dans certains cas l'avion parvient seul à joindre des points où ne peuvent accéder ni la route, ni le rail, ni la voie maritime. Quant au facteur sécurité, que la relation retentissante donnée par la presse et la radio aux accidents aériens porterait à croire précaire, les statistiques établies en passagers kilométriques montrent que l'avion se classe d'ores et déjà parmi les moyens de transport les moins meurtriers, tout en étant le plus susceptible d'amélioration dans ce domaine.

La rapidité de ces progrès eut deux causes concourantes. Deux guerres mondiales, par l'ampleur de l'effort consenti dans les domaines de la recherche pure et des réalisations industrielles, firent avancer chacune de plus d'un quart de siècle l'arme qui se révélait la plus apte à remporter la victoire. Et surtout la science, ce tyran des temps modernes, dans

DÉPOT LÉGAL

1^{re} édition 1^{er} trimestre 1949

TOUS DROITS

de traduction, de reproduction et d'adaptation
réservés pour tous pays

COPYRIGHT

by Presses Universitaires de France, 1949

le mal comme dans le bien suivant l'usage qu'en fait la sagesse humaine, jeta ses tentacules sur le domaine de l'air : elle le fit bénéficier de son acquis, de ses puissants moyens d'investigation ; à l'empirisme infécond elle substitua l'expérimentation et ses méthodes rationnelles. L'essor aérodynamique sous l'impulsion de la science fait songer à celui que Claude Bernard imprima à la médecine s'engageant dans la voie tracée par sa magnifique *Introduction à l'étude de la Médecine expérimentale*.

Tout déplacement par avion comporte deux opérations fondamentales bien distinctes : le pilotage et la navigation. La première, à laquelle se limite cet ouvrage, concerne la manœuvre de l'avion au sol, en vol, et au cours des deux phases intermédiaires : le décollage et l'atterrissement. À l'époque héroïque, celle de l'empirisme, apprendre à piloter impliquait la découverte personnelle, avec tous les risques qu'elle comportait, des opérations à effectuer pour manœuvrer l'avion selon son désir. Aujourd'hui la méthode scientifique a pour ainsi dire codifié toutes ces opérations. Est-ce à dire que le pilotage peut s'apprendre dans un manuel ? Non, il nécessite une certaine expérience que les aviateurs dénomment « le sens de l'air », car l'être humain est une machine pensante et comme telle a des réflexes qui, dans certaines situations, sont contraires aux règles et peuvent conduire à des catastrophes. C'est pourquoi l'élève pilote demeure astreint à effectuer sur un avion de début et sous la conduite d'un moniteur les manœuvres classiques du pilotage et les manœuvres de sécurité aussi longtemps qu'il n'a acquis cette expérience. Le pilotage des avions modernes et le pilotage sans visibilité ne constituent plus ensuite qu'une spécialisation dont la pratique ne présente pas de difficultés particulières.

Certes, l'étude livresque est de peu de profit pour l'éducation des sens ; mais qu'on n'en infère point qu'elle soit inutile : conçoit-on aujourd'hui un pilote qui ignoreraient tout des lois qui régissent la sustentation de son avion ? Celui qui présenterait cette lacune ne pourrait s'affranchir complètement d'un empirisme suranné. Comme toujours, la difficulté juge l'ouvrier ; qu'elle surgisse, le pilote qui connaît les possibilités de « sa machine », les limites de ce qu'il peut lui demander dans telle ou telle situation, aura plus de chance que son collègue ignorant, à égalité d'adresse, de sortir heureusement d'un mauvais pas. Il y a aussi la faute, parfois lourde de conséquences, à laquelle peut s'exposer ce dernier à son insu. Ainsi, comprendre le pilotage n'est pas seulement une satisfaction de l'esprit, c'est aussi améliorer la sécurité.

C'est donc cet aspect rationnel du pilotage qu'on a cherché à mettre en relief. Pour cette raison un développement assez important sur l'aspect scientifique du problème et sur les moyens techniques qu'il met en œuvre trouve place dans une Première Partie. Une Deuxième Partie traite de l'application pratique de ces données théoriques à la technique du pilotage, à la conduite des avions modernes, et au pilotage sans visibilité. Enfin, cet exposé eut été incomplet s'il n'esquissait les problèmes que posent les vitesses transsoniques.

Cet ouvrage se propose d'intéresser tous ceux que les choses de l'air touchent de près ou de loin : le pilote, qui n'a pu suivre au jour le jour l'évolution de la technique aéronautique à travers la multitude des publications dépassant parfois ses compétences, y trouvera une synthèse abordable orientée vers le but précis qui le concerne. Ceux qu'attire la vocation

de pilote en retireront une initiation méthodique qui facilitera leurs débuts. Les usagers des transports aériens « vivront » leur voyage en suivant mentalement les manœuvres du pilote et les timorés prendront confiance en saisissant la part grandissante prise par la science dans un domaine considéré jusqu'ici comme relevant seulement de la virtuosité. Enfin, tous, étudiants, intellectuels, curieux, élargiront leurs connaissances sur une activité humaine particulièrement d'actualité.

PREMIÈRE PARTIE

LES DONNÉES DU PILOTAGE SON ASPECT SCIENTIFIQUE SES MOYENS TECHNIQUES

L'avion est une machine qui vole grâce à sa vitesse par rapport à l'air. Les organes constitutifs essentiels d'un avion du type classique sont :

- 1^o Les *ailes* qui assurent la sustentation ;
- 2^o Les *empennages*, comprenant une partie fixe et une partie mobile (les *gouvernes*) qui permettent d'obtenir la stabilité du vol ;
- 3^o L'*ensemble moteur-hélice* (ou groupe moto-propulseur), qui fournit la force nécessaire à entretenir la vitesse de vol ;
- 4^o Le *train d'atterrissage*, qui permet le roulement au sol ;
- 5^o Le *fuselage*, dont le rôle, essentiellement de structure, est de réunir en un ensemble rigide les divers organes énumérés précédemment et de contenir toutes les installations nécessaires à la conduite correcte du vol.

Par opposition au groupe moto-propulseur, on appelle « cellule », l'ensemble des autres organes.

Le pilote, par le jeu des gouvernes, modifie les caractéristiques des ailes et des empennages de l'avion. De plus il dispose à bord d'un certain nombre

d'instruments qui lui permettent de contrôler à tout instant la correction du vol.

Ainsi l'étude du pilotage proprement dit ne pourra être entreprise qu'après qu'auront été :

- définies les lois qui régissent l'action de l'air sur les ailes et les empennages de l'avion, puis sur la cellule tout entière ;
- décrits la nature et le rôle des gouvernes ;
- étudiés et le principe de fonctionnement et l'utilisation des indications des instruments de contrôle indispensables.

Tel est le triple but que se propose cette Première Partie.

CHAPITRE PREMIER

MÉCANIQUE DU VOL

Axes aérodynamiques. — Pour le pilote en vol, tout se passe comme si l'avion était soumis à un violent courant d'air dont la vitesse, en grandeur et direction, serait égale et opposée à la vitesse que l'avion a effectivement par rapport à la masse d'air dans laquelle il évolue. C'est pourquoi lorsque l'on veut étudier l'action de l'air sur les ailes et les empennages, on a coutume pour des raisons de commodité d'exposition et sans préjudice pour la rigueur du raisonnement et des résultats obtenus, de se placer dans les mêmes conditions que le pilote : on suppose que l'avion est immobile et que l'air se déplace par rapport à lui suivant un courant de vitesse égale en grandeur et opposée en direction à la sienne propre.

On se reporte alors à un système d'axes rectangulaires, dits « axes aérodynamiques », ainsi définis :

- axe des x , parallèle à la vitesse du courant d'air ;
- axe des y , perpendiculaire au précédent et contenu dans le plan de symétrie de l'avion.

Aérodynamique des ailes sustentatrices. — Les résultats expérimentaux (étude en soufflerie et en vol) prouvent que l'ensemble des forces aérodynamiques dues à l'action du courant d'air sur une aile,

prise isolément, peuvent se composer en une résultante unique R , toujours située dans un plan parallèle au plan des axes aérodynamiques et appliquée en un point C , dit « Centre de poussée » (fig. 1).

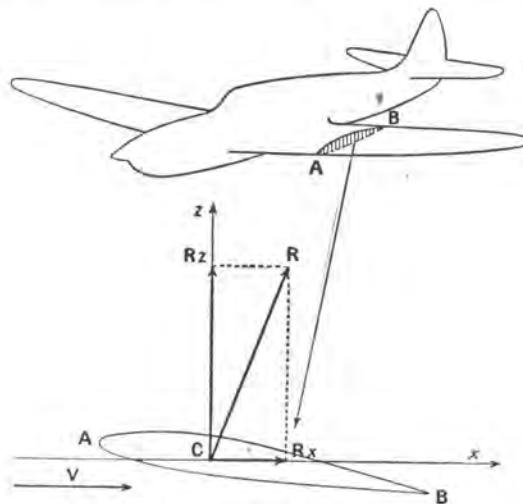


Fig. 1. — La trainée et la poussée d'une aile

Plus commodément on décompose la force R en ses deux composantes suivant les axes aérodynamiques :

— La « Trainée », R_x , ainsi appelée parce qu'elle tend à s'opposer au déplacement de l'aile ;

— La « Portance », R_z , ainsi appelée parce qu'elle s'oppose à l'action de la pesanteur en vol horizontal.

L'expérimentation prouve également que la résultante R est proportionnelle :

- au carré de la vitesse V ,
- à la surface de l'aile S ,
- à la masse spécifique ρ de l'air (1) ;

R_x et R_z s'expriment donc par les formules classiques :

$$R_x = C_x \frac{\rho}{2} SV^2,$$

$$R_z = C_z \frac{\rho}{2} SV^2,$$

Les coefficients C_x et C_z s'appellent respectivement « Coefficient de trainée » et « Coefficient de portance ». Etant, en première approximation, indépendants de la vitesse, de la surface de l'aile, de la nature de l'air, ils expriment les caractéristiques aérodynamiques propres aux formes de l'aile (forme en profil, selon une coupe transversale, forme en plan selon une coupe longitudinale).

Enfin, étant des coefficients sans dimensions (2), ils sont indépendants du système d'unités dans lequel sont exprimées les différentes grandeurs : surface, vitesse, force, etc.

(1) $\rho = \frac{a}{g}$ (a : poids du mètre cube d'air ; g : accélération de la pesanteur), à la température de 15° et sous la pression de 760 mm de mercure, on a :

$$a = 1,225 \text{ kg} \quad g = 9,81 \text{ m/s} \quad \text{d'où } \rho = 0,125 = \frac{1}{8}$$

(2) Le lecteur familiarisé avec la notion de *dimensions* constatera en effet que dans la formule $R_x = C_x \frac{\rho}{2} SV^2$ qui sert à définir C_x , on a :

$$(S) = (L)^2, \text{ dimension d'une surface,}$$

$$(V) = (L) \cdot (T)^{-1}, \text{ dimensions d'une vitesse,}$$

$$(\rho) = (M) \cdot (L)^{-3}, \text{ dimensions d'une masse spécifique,}$$

d'où $(\rho SV^2) = (M) \cdot (L)^{-3} \times (L)^2 \times (L)^2 \cdot (T)^{-2} = (M) \cdot (L) \cdot (T)^{-2}$, qui sont précisément les dimensions d'une force, c'est-à-dire celle de (R_x) .

C_x ne peut donc être qu'un coefficient sans dimensions.

Aérodynamique de l'avion complet

L'expérience montre que tout ce qui a été dit pour l'aile s'applique sensiblement à l'avion complet : l'action du courant d'air se résout en une résultante unique R , toujours située dans le plan de symétrie de l'avion, que l'on peut décomposer en traînée R_x et portance R_z totales, suivant les axes aérodynamiques de l'avion ; on retrouve également des coefficients C_x et C_z jouissant des propriétés déjà définies ; ceux-ci en particulier définissent les caractéristiques propres aux *formes de l'avion complet*.

Le coefficient C_z de l'avion a très sensiblement la même valeur que celui de l'aile. Par contre, le coefficient C_x de l'avion est légèrement plus grand que celui de l'aile (exemple 0,028 au lieu de 0,015). De toutes façons leurs variations (qui seront étudiées plus loin) ont même allure.

On conviendra donc, dans les développements qui suivent que les coefficients C_x et C_z utilisés seront ceux relatifs à l'avion complet ; mention sera faite chaque fois qu'il s'agira plus spécialement des coefficients relatifs à l'aile.

Équations du vol en régime permanent. — Le vol en régime permanent se caractérise par l'absence d'accélération ; le centre de gravité de l'avion se déplace sur une droite, à vitesse constante. On peut donc admettre que toutes les forces agissantes ont leur point d'application confondu avec le centre de gravité G de l'avion (ce qui du reste est très voisin de la réalité). Ces forces sont :

- 1^o La résultante aérodynamique R ;
- 2^o La traction de l'hélice T , dont la direction est toujours très voisine de l'axe des x , avec laquelle elle peut être confondue ;

- 3^o Le poids de l'avion P , qui admet les composantes P_x et P_z sur les axes aérodynamiques.

Si θ désigne l'angle que fait l'axe des x avec l'horizontale, le tableau suivant représente les différentes composantes portées par chaque axe (fig. 2) :

Force	Composante suivant O_x	Composante suivant O_z
R	R_x	R_z
T	T	Nulle
P	$P_x = P \sin \theta$	$P_z = P \cos \theta$

Précisons que P_z est positif lorsqu'il tend à s'opposer au déplacement de l'avion vers l'avant (vol en montée), négatif dans le cas contraire (vol en descente), nul dans le vol horizontal.

Dire que le vol est en régime permanent, c'est dire que la résultante de toutes les forces agissantes est nulle, ce qui conduit aux équations :

$$\left\{ \begin{array}{l} R_x = T + P \sin \theta = C_x \frac{\rho}{2} S V^2 \\ R_z = P \cos \theta = C_z \frac{\rho}{2} S V^2 \end{array} \right.$$

Sauf dans les cas de vol exceptionnels, l'angle θ est toujours suffisamment faible pour que l'on puisse admettre les approximations classiques :

$$\cos \theta = 1 ; \sin \theta = \theta \text{ (exprimé en radian)}$$

On aboutit ainsi aux équations simplifiées du vol en régime permanent normal, utilisées pour le calcul

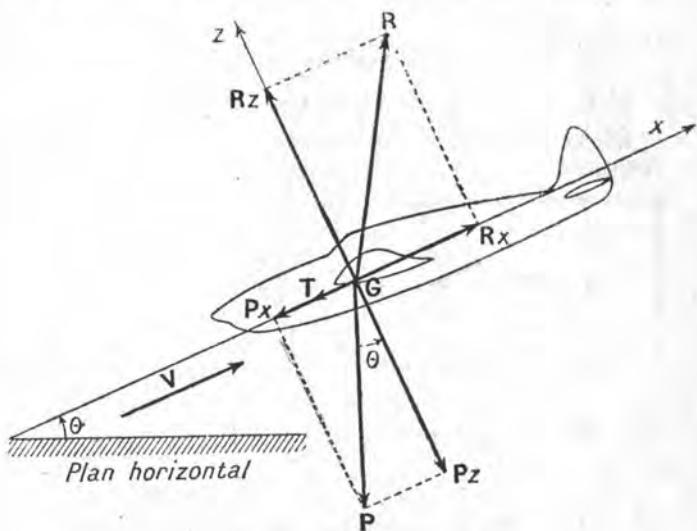


Fig. 2. — Schéma des forces qui agissent sur l'avion dans le vol en régime permanent

des performances théoriques (vol en palier, prise d'altitude, descente planée) :

$$\begin{aligned} C_x \frac{\rho}{2} S V^2 &= T + P \cdot \theta \\ C_z \frac{\rho}{2} S V^2 &= P \end{aligned}$$

La discussion de ces équations permet déjà de faire quelques remarques intéressantes : c'est ainsi

que la relation $V = \sqrt{\frac{2}{\rho}} \times \sqrt{\frac{P}{S}} \times \sqrt{\frac{1}{C_z}}$ montre que

la vitesse de vol est proportionnelle à la racine carrée de la charge alaire $\frac{P}{S}$, et inversement proportionnelle à la racine carrée de C_z .

Dans le cas du vol plané (moteur entièrement réduit) T est sensiblement nul et les équations du vol deviennent :

$$\left. \begin{aligned} C_x \frac{\rho}{2} S V^2 &= P \cdot \theta \\ C_z \frac{\rho}{2} S V^2 &= P \end{aligned} \right\} \text{d'où } \theta = \frac{C_x}{C_z} = \frac{1}{f}$$

La pente de la trajectoire en vol plané est donc égale à l'inverse du rapport $\frac{C_z}{C_x} = f$, appelé « finesse » de l'avion. On monterait de même que dans ce cas de vol, la composante verticale de la vitesse (vitesse de descente) est proportionnelle à $\frac{C_x}{C_z^{3/2}}$.

Enfin ces équations permettent de calculer la traction de l'hélice T nécessaire à assurer une vitesse de vol V , ainsi que la puissance que l'hélice doit fournir, exprimée par le produit $V \times T$.

Variation des coefficients C_x et C_z

Les coefficients C_x et C_z d'un avion de formes données ne sont donc fonction, en première approximation, que de la position de l'avion par rapport au courant d'air qui le frappe. Cette position est définie par l'angle d'incidence i (fig. 3) que fait la direction du courant d'air (c'est-à-dire l'axe des x) avec une droite D attachée au profil de l'aile et arbi-

trairement choisie ; c'est généralement la corde du profil, qui joint le bord d'attaque au bord de fuite.

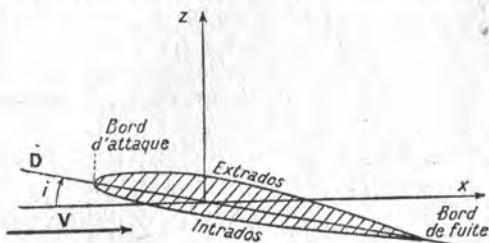


Fig. 3. — Profil de l'aile

a) *Variation de C_z et de C_x en fonction de i* (fig. 4) :

Pour les faibles valeurs de l'incidence, C_z varie linéairement en fonction de i , il passe par un maxi-

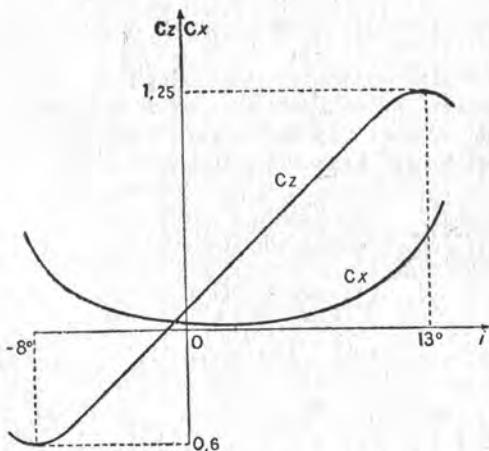


Fig. 4. — Courbes de variations de C_z et C_x

mum de l'ordre de 1 à 1,5 pour des valeurs de i atteignant 12° à 15° , et par un minimum négatif, inférieur en valeur absolue, au maximum.

Dans un intervalle de variation de i comparable à celui qui s'étend du minimum au maximum de C_z , C_x a une variation d'allure parabolique, en passant par un minimum de l'ordre de 0,02 à 0,04 pour des valeurs de i voisines de 1 à 2° .

b) *Polaire de l'avion* (fig. 5) :

Une représentation graphique plus pratique pour l'exploitation de ces variations est obtenue par le tracé de la courbe des C_z en fonction des C_x , appelée « polaire ». Chaque point de cette courbe est affecté d'un nombre dont la valeur exprime l'incidence i correspondant au C_x et au C_z considérés.

Cette polaire établie en soufflerie, ne tient pas compte des perturbations provoquées dans l'écoulement de l'air par le souffle de l'hélice ; dans la réalité sa forme s'en trouve modifiée et en toute rigueur il faudrait établir une polaire par régime moteur ; toutefois ces modifications sont faibles et on peut raisonner sur son allure générale sans atteinte au principe, étant entendu que l'ingénieur base ses calculs sur des données plus précises.

Différents cas de vol

A chaque point M de la polaire correspond un cas de vol particulier de l'avion sous réserve d'une adaptation correcte de la traction T exercée par le groupe motopropulseur. Le schéma de la figure 6 montre les attitudes de l'avion dans les différents cas précisés ci-après :

Le point M_1 pour lequel $C_z = 0$ (portance nulle) correspond au cas où la résultante aérodynamique

est parallèle à la vitesse ; il ne peut y avoir équilibre que si le poids est lui aussi parallèle à la vitesse. L'avion est donc en piqué à la verticale.

Les points voisins du point M_2 pour lequel C_x est minimum, correspondent au vol horizontal à la vitesse maximum.

Les points voisins du point M_3 correspondent au vol horizontal en régime de croisière.

Le point M_4 tel que la droite OM_4 soit tangente à la polaire, correspond au maximum du rapport $\frac{C_z}{C_x}$, c'est-à-dire de la finesse f . L'angle de descente en

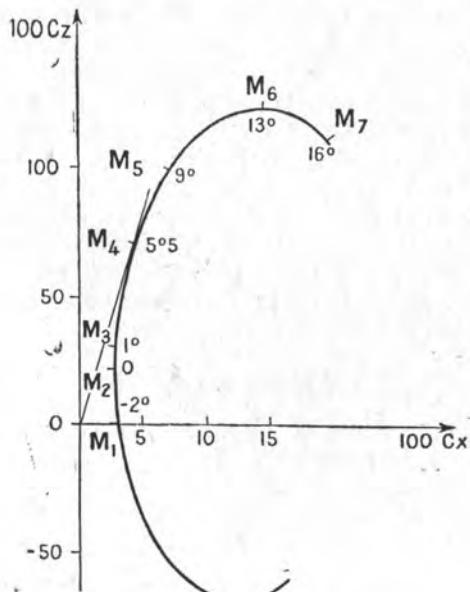


Fig. 5. — Polaire d'un avion

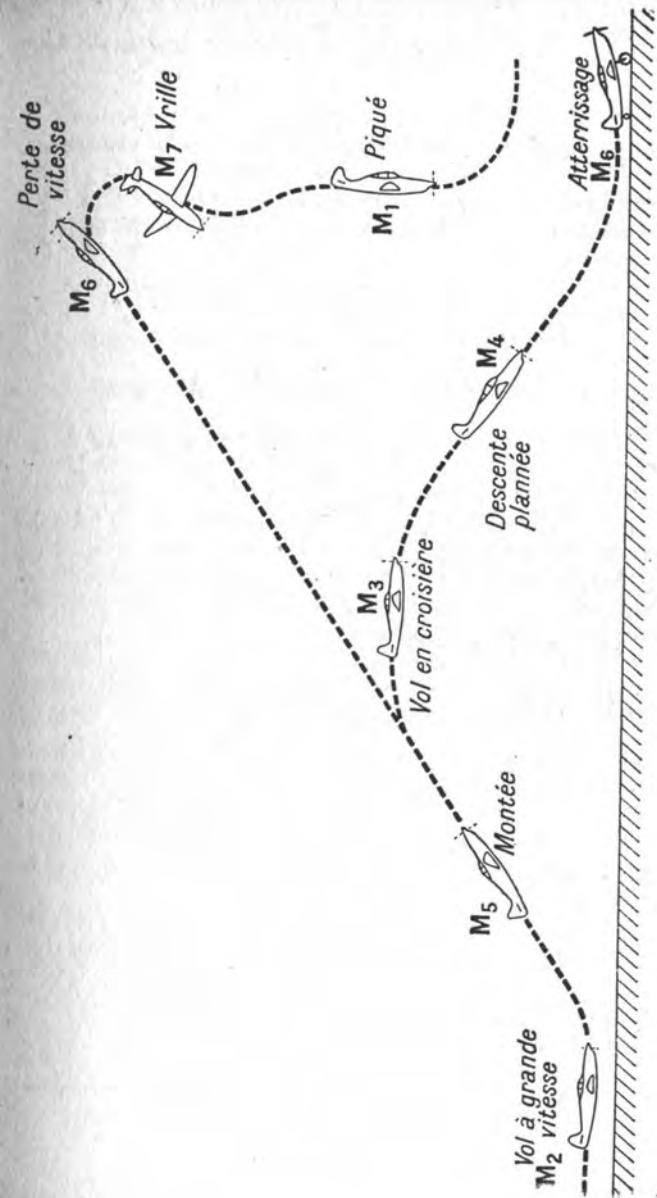


Fig. 6

vol plané ayant pour valeur $\theta = \frac{C_z}{C_x} = \frac{1}{f}$, il en résulte

que les conditions de vol plané correspondant à ce point sont celles pour lesquelles l'angle θ est minimum autrement dit ce sont celles qui permettent à l'avion de franchir la plus grande distance à partir d'une altitude donnée avant d'atteindre le sol.

Le point M_5 correspond au maximum du rapport $\frac{C_z^{3/2}}{C_x}$ c'est-à-dire, d'après les équations du vol, au minimum de la vitesse de descente en vol plané et par conséquent au temps maximum pendant lequel l'avion peut tenir l'air sans moteur à partir d'une altitude donnée. On montrerait en outre que ces mêmes conditions de vol, avec moteur, correspondent à la plus grande vitesse ascensionnelle et à la plus haute altitude que l'avion puisse atteindre dans le minimum de temps.

Le point M_6 correspond à la valeur maximum de C_z et par suite à la vitesse minimum pouvant assurer la sustentation de l'avion puisque V est inversement proportionnelle à $\sqrt{C_z}$ (p. 17). A l'atterrissement en particulier le pilote maintient le vol en palier sans moteur, pour réduire la vitesse jusqu'à ce que l'avion, atteignant les conditions du point M_6 , s'enfonce et se pose (atterrissement dit « trois points »).

Abatée. — Vrille. — Si au cours du vol, l'angle d'incidence correspondant au point M_6 vient à être dépassé et atteint celui du point M_7 , on tombe dans une portion de la polaire où C_z varie en sens inverse de i : la portance R_z décroît lorsque l'incidence augmente. Aussi longtemps que la somme de R_z et de la composante verticale T_z de la traction équilibre le poids P de l'avion, le vol en palier peut subsister.

ter (fig. 7). On réalise ainsi le vol « au second régime » qui se caractérise par des manœuvres de pilotage opposées à celles du vol normal et surtout par le danger qu'il présente ; en effet un accroissement fortuit de l'incidence (turbulence de l'air atmosphé-

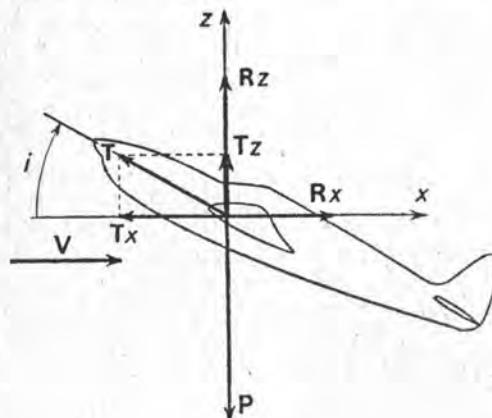


Fig. 7

rique par exemple) même faible, engendre une diminution rapide de C_z , donc de la portance et risque de rompre cet équilibre précaire : dans ce cas l'avion tombe brutalement en « perte de vitesse », sans que le pilote puisse l'en empêcher.

Lorsque la chute se déclenche sans mouvement de rotation autour de l'axe de roulis, on dit que l'avion effectue « une abatée ». Mais généralement les conditions du vol se compliquent par l'apparition du phénomène de l'autorotation : si, en effet, en volant au point M_8 , pour une raison quelconque l'avion amorce un mouvement de roulis, l'air prend

une vitesse asceptionnelle relative v par rapport à l'aile qui s'abaisse. Cette vitesse se composant avec la vitesse V , l'air vient frapper l'aile suivant la direction OA et par suite l'angle d'incidence croît de i à i' (fig. 8). Ainsi la portance de l'aile qui s'abaisse diminue puisque l'angle d'incidence augmente au delà de l'angle de portance maximum. Par suite l'aile qui s'abaisse tend à accroître son mouvement de chute tandis que l'aile qui s'élève, soumise au phénomène exactement inverse, tend à accroître son mouvement vers le haut. En définitive le léger mouvement de roulis initial s'amplifie et l'avion prend un mouvement de rotation de plus en plus rapide autour de son axe longitudinal. Ce mouvement d'autorotation, combiné à la perte de vitesse, entraîne la « vrille », mouvement stable que l'avion n'a aucune tendance naturelle à arrêter.

L'expérience montre en outre que si l'avion vole en dérapant, c'est-à-dire si son axe longitudinal fait un angle j avec la projection horizontale V_h de la vitesse (fig. 9), l'autorotation est d'autant plus brutale et apparaît pour des angles d'incidence

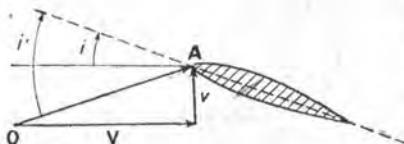


Fig. 8

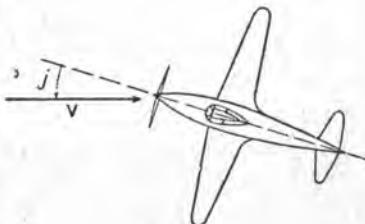


Fig. 9

d'autant plus faibles que l'angle de dérapage est plus grand. On reviendra sur cette notion importante à propos des manœuvres de sécurité.

Exemple numérique de calcul théorique

a) Données du problème

Un exemple numérique aidera à mieux comprendre les différentes notions définies précédemment en considérant un avion de tourisme qui présente les caractéristiques suivantes :

- La polaire est sensiblement celle de la figure 5 ;
- Poids total $P = 1.400$ kg ;
- Surface portante $S = 14$ m² ;
- Charge alaire $\frac{P}{S} = 100$ kg/m² ;
- On désire que cet avion vole à 220 km/h, soit 61 m/s, en régime de croisière (60 % de la puissance maximum), avec un rendement de l'hélice de 80 % à basse altitude.

Cherchons à déterminer, dans ces conditions, la puissance du moteur à y adapter, ainsi que les autres performances de l'avion : vitesse maximum, planement sans moteur, vitesse d'atterrissement, etc.

b) Puissance du moteur W

L'équation du vol $P = C_z \frac{\rho}{2} SV^2$, donne :

$$C_z = \frac{P}{S} \frac{2}{\rho} \frac{1}{V^2} = \frac{100 \times 16}{61^2} = 0,43$$

On lit sur la polaire qu'à $C_z = 0,43$ correspond

$C_x = 0,033$ et sur la courbe $C_x = f(i)$, $i = 30^\circ$.

Sachant que la puissance propulsive fournie par l'hélice W_h a pour valeur le produit V.T, on a, en remplaçant T par sa valeur :

$$W_h = C_x \frac{\rho}{2} SV^3 = 0,033 \times \frac{1}{16} \times 14 \times 61^3 = \\ = 6.560 \text{ kg/m/s, soit } 87,5 \text{ CV}$$

Le moteur doit donc fournir $\frac{87,5}{0,8} = 110 \text{ CV}$ pour le vol de croisière, sa puissance maximum étant $W = \frac{110}{0,6} = 185 \text{ CV}$.

c) Performances

L'équation $W_h = C_x \frac{\rho}{2} SV^3$ montre que la vitesse, toutes choses égales d'ailleurs, est proportionnelle à la racine cubique de la puissance. Donc si l'avion fait 61 m/s à 60 % de la puissance totale, il fera $61 \sqrt[3]{\frac{1}{0,6}} = 72,5 \text{ m/s ou } 260 \text{ km/h à pleine puissance.}$

En réalité, il atteindra une vitesse maximum, légèrement supérieure, par suite de la modification des conditions de vol.

En effet, à 72,5 m/s, $C_x = \frac{100 \times 16}{(72,5)^2} = 0,32$,

$$C_x = 0,03 \\ i = 1^\circ 40'$$

À cette valeur de C_x , l'application de la formule

$W_h = C_x \frac{\rho}{2} SV^3$, dans laquelle $W_h = 185 \times 0,8 \times 75$, donne la valeur :

$$V = 75 \text{ m/s} = 270 \text{ km/h}$$

A pleine puissance l'avion volera donc à 270 km/h. En vol plané, à la meilleure finesse (point M_4 de la polaire), $C_x = 0,65$, $C_z = 0,043$, d'où : $\theta = \frac{C_x}{C_z} = 0,066 \text{ radian} = 3^\circ 45'$.

Si l'avion se trouve à 1.000 m d'altitude, il pourra franchir $\frac{1.000}{0,066} = 15.000 \text{ m}$ avant d'atteindre le sol, et ce vol s'effectuera à la vitesse définie par $P = C_x \frac{\rho}{2} SV^2$ qui donne $V = 50 \text{ m/s ou } 180 \text{ km/h.}$

S'il désire tenir l'air sans moteur le plus longtemps possible, le pilote doit adopter les conditions de vol du point M_5 de la polaire : $C_x = 0,93$, $C_z = 0,068$; ce qu'il réalisera en maintenant la vitesse (calculée d'après la formule) à $V = 41,5 \text{ m/s ou } 150 \text{ km/h.}$ Le calcul permet de déterminer les valeurs correspondantes :

1^o De l'angle de plané $\theta = \frac{0,068}{0,93} = 0,073 \text{ radian} = 4^\circ 10'$;

2^o De la vitesse de descente $v = 41,5 \times 0,073 = 3 \text{ m/s, et par conséquent du temps nécessaire à une perte d'altitude de } 1.000 \text{ m : } t = 5' 1/2.$

Enfin la vitesse minimum de sustentation (point M_6 de la polaire — $C_x = 1,25$) est de 130 km/h. On verra plus loin que des dispositifs dits « hypersustentateurs » permettent de réduire sensiblement cette vitesse pour l'atterrissement.

CHAPITRE II

EXPLICATIONS PHYSIQUES

L'action de l'air sur un avion se résout en une force aérodynamique unique : cette seule donnée expérimentale a permis de faire apparaître, du point de vue de la mécanique rationnelle, la possibilité du vol. Le problème du pilotage consiste à mettre en œuvre les moyens qui conditionnent le vol. Or la définition de ces moyens ne peut résulter que de la connaissance physique des phénomènes aérodynamiques.

Ecoulement par filets. — Aux faibles incidences et pour des vitesses n'excédant pas 700 km/h au niveau de la mer, l'écoulement de l'air autour de l'aile (1) s'effectue par filets superposés, glissant les uns sur les autres et contournant sans discontinuité l'obstacle formé par le profil (schéma de la fig. 10). *Grosso modo*, après le franchissement de l'aile, le courant d'air initial est dévié vers le bas d'un angle β . L'expérience confirme les vues théoriques selon lesquelles l'air se comporte *sensiblement* comme un fluide non visqueux (gaz parfait) et incompressible (densité constante).

En chaque point — M — de cet écoulement, on définit trois grandeurs :

— La pression « totale » P_m , qui est la pression exercée sur un élément de surface plane placé perpendiculairement à l'écoulement en ce point ;

(1) Sauf dans les parties très rapprochées de sa surface qui seront étudiées ultérieurement.

- La pression « statique » p_m qui est la pression exercée sur un élément parallèle à l'écoulement ;
- La vitesse V_m de l'écoulement.

P_0 , p_0 , V_0 , ρ_0 , désignant respectivement la pression totale, la pression statique, la vitesse et la masse spécifique caractérisant le courant d'air en un point très avant de l'aile (éléments à l'infini), la loi de Bernouilli établit qu'en tout point de l'écoulement

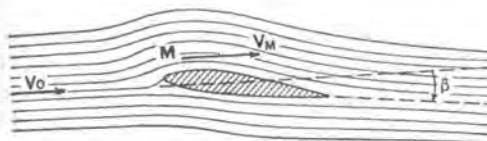


Fig. 10

lement la pression totale a une valeur constante définie par l'équation :

$$P_m = p_m + \frac{1}{2} \rho_m V_m^2 = p_0 + \frac{1}{2} \rho_0 V_0^2 = Cte \quad (1)$$

La quantité $\frac{1}{2} \rho_m V_m^2$ mesure la pression « dynamique » au point M. On verra plus loin comment la discussion de l'équation (1) permet d'établir le schéma des pressions et vitesses dans l'écoulement autour de l'aile.

Couche limite

Par contre, lorsque l'on examine l'écoulement au voisinage immédiat de la surface de l'aile, sur une épaisseur variant d'une fraction de millimètre à

quelques millimètres suivant l'emplacement, on constate l'apparition de phénomènes de viscosité marqués ne permettant plus l'assimilation de l'air à un gaz parfait.

a) *Définition de la viscosité.* — Lorsque deux filets fluides adjacents de très petite épaisseur glissent l'un sur l'autre à des vitesses inégales, le plus rapide exerce sur le second une force de « frottement interne » (analogie au

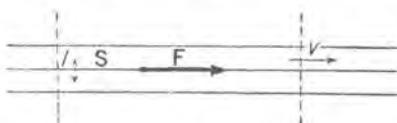


Fig. 11

des filets, v l'excédent de vitesse du plus rapide, la force F qu'exerce ce dernier sur le plus lent le long de la surface de contact S est donnée par la formule (fig. 11) : $F = \eta S \frac{v}{l}$.

η s'appelle coefficient de viscosité du fluide, ou tout simplement la viscosité. Elle caractérise le fluide utilisé. Celle des gaz est très sensiblement indépendante de la pression (elle ne commence à diminuer qu'aux très basses pressions) ; elle augmente avec la température.

Voici quelques valeurs :

$$\text{Air à } 21^\circ \text{ C} \quad \eta = 0,000164$$

$$\text{Air à } 0^\circ \text{ C} \quad \eta = 0,000173$$

$$\text{Air à } 100^\circ \text{ C} \quad \eta = 0,000221$$

$$\text{Hydrogène à } 0^\circ \text{ C} \quad \eta = 0,000086$$

En aérotechnique, on utilise de préférence le rap-

port $\frac{\eta}{\rho}$ de la viscosité à la masse spécifique du fluide, appelé coefficient de « viscosité cinématique » : ν .

b) *Écoulement laminaire.* — Dans la zone d'écoulement par filets, les variations de vitesse entre filets adjacents sont suffisamment faibles pour négliger les effets de la viscosité ; ils prennent au contraire toute leur importance au contact de la surface de l'aile. En effet, à partir du point d'impact A du filet qui arrive perpendiculairement au bord d'attaque (fig. 12), la viscosité maintient une épaisseur d'air pelliculaire immobile sur le profil ; sur elle glisse une succession de minces lamelles, dont les vitesses croissent très rapidement jusqu'à atteindre la zone d'écoulement par filets défini au § a). (Cf. diagramme des vitesses au point M .)

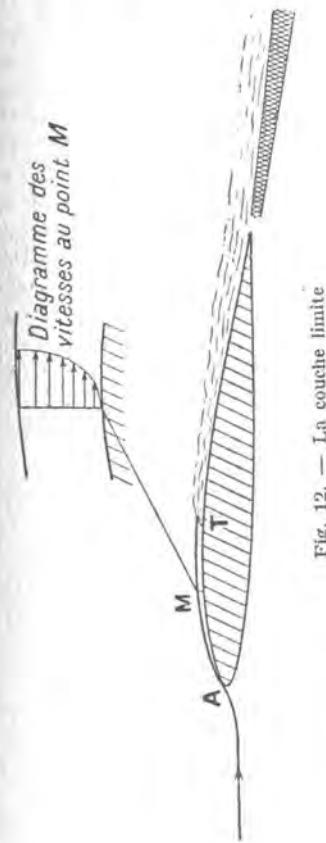


Fig. 12. — La couche limite

Cette couche à forte viscosité est dite « couche limite », et l'écoulement lui-même est qualifié de « laminaire ». L'épaisseur de la couche limite, sensiblement nul en A, se développe sur l'extrados et augmente progressivement.

c) *Écoulement turbulent.* — Mais parvenu en un point T dit de « transition », l'écoulement dans la couche limite cesse d'être laminaire ; un régime de turbulence fine s'établit ; la vitesse et la pression varient en chaque point d'une manière désordonnée. Cette partie de l'écoulement exerce sur l'aile une force de frottement nettement supérieure à celle exercée dans la zone d'écoulement laminaire ; elle constitue l'élément prépondérant de la résistance à l'avancement. Aussi comprend-on tout l'intérêt que l'on porte à reculer le plus possible l'apparition du point de transition T, qui pour un profil donné, ne dépend que de la valeur du « nombre de Reynolds » en ce point.

Enfin au voisinage immédiat du bord de fuite se produit le décollement de la couche limite et un sillage à forte turbulence, légèrement infléchi vers le bas, subsiste derrière l'aile.

Nombre de Reynolds

La notion de nombre de Reynolds R_e à laquelle nous a conduit l'écoulement de la couche limite est introduite en aérotechnique par la recherche de lois de similitude. Il est en effet intéressant de déduire le comportement aérodynamique d'un avion de l'étude en soufflerie d'une maquette à échelle réduite géométriquement semblable. Dans le cas d'un fluide incompressible et visqueux (comme l'est l'air pour des vitesses inférieures à 700 km/h), la théorie implique comme condition de similitude,

l'égalité, dans les deux expériences, d'un même monôme de dimensions nulles entre les quatre données suivantes : V , vitesse d'écoulement, ρ densité du fluide, η viscosité du fluide, L longueur de la corde de l'aile. Ce monôme est le nombre de Reynolds :

$$R_e = \frac{\rho}{\eta} \cdot V \cdot L = \frac{V \cdot L}{\eta}$$

Ainsi V' , L' , η' , étant les valeurs des données dans l'essai en soufflerie, la similitude sera réalisée sous réserve de l'égalité :

$$\frac{V \cdot L}{\eta} = \frac{V' \cdot L'}{\eta'}$$

L'expérience montre en particulier que, moyennant cette condition, les points de transitions T et T' occupent dans les deux expériences des positions semblables, ce qui entraîne la similitude des écoulements du fluide autour de l'aile et de la maquette.

Répartition des pressions sur une aile

Si l'on mesure les pressions qui s'exercent aux différents points du profil d'une aile placée dans un courant d'air l'expérience donne les résultats suivants (en accord avec la théorie) :

V_0 et P_0 étant la vitesse et la pression statique du courant d'air à l'infini, la pression au point d'impact A est égale à la pression totale P donnée par la loi de Bernouilli :

$$P = P_0 \times \frac{1}{2} \rho_0 V_0^2$$

A partir du point d'impact A, sur l'extrados, les pressions statiques, qui seules s'exercent sur le pro-

fil, sont inférieures à la pression P_0 . On a donc un régime de dépression qui atteint son maximum sensiblement au droit du maximum d'épaisseur de l'extrados (fig. 13).

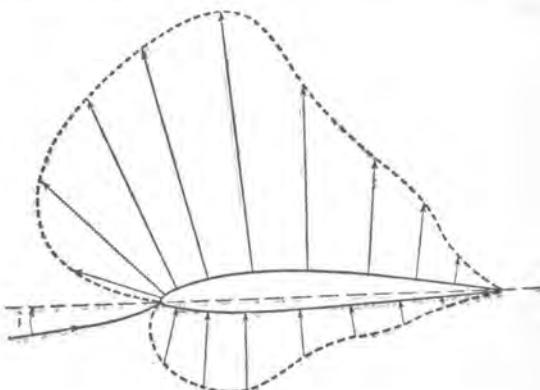


Fig. 13

La pression p en un point M de l'extrados est encore donnée par la formule de Bernouilli :

$$p + \frac{1}{2} \rho V^2 = p_0 + \frac{1}{2} \rho_0 V_0^2 = Cte$$

La diminution de la pression statique sur l'extrados s'accompagne donc d'une accélération de l'écoulement. Au contraire à partir du point A, sur l'intrados, les pressions statiques s'accroissent, tandis que l'écoulement se ralentit.

La résultante de toutes les dépressions sur l'intrados et des surpressions sur l'intrados constitue la résultante aérodynamique R de l'aile. A noter que

l'action des premières étant beaucoup plus importante que celle des dernières, l'aile se sustente plus par la succion exercée sur son extrados que par la pression sur son intrados.

Rôle de l'incidence. — Si, à partir des faibles valeurs, on fait croître progressivement l'incidence i , les dépressions de l'extrados croissent à peu près

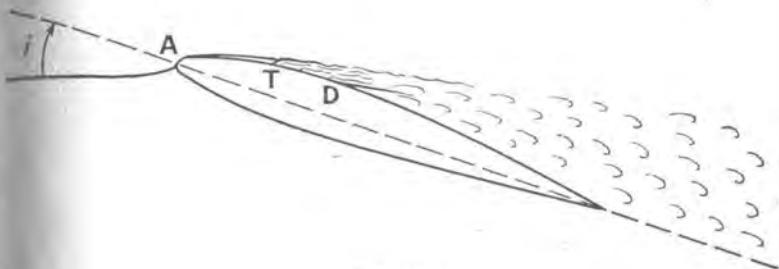


Fig. 14

linéairement avec elle. Mais lorsque i s'approche de la valeur correspondant au C_s maximum, les points de transition T et de décollement arrière D de la couche limite avancent sur l'extrados (fig. 14). Si l'on continue à accroître i , les points T et D se rapprochent très rapidement du bord d'attaque ; l'écoulement de l'air ne suit plus le profil et une vaste zone de sillage très turbulent se crée en arrière de l'aile.

En même temps les très fortes dépressions de l'extrados diminuent brusquement : c'est le phénomène du décrochage ou de la perte de vitesse qui entraîne l'abatée ou l'autorotation déjà étudiée.

Comme la couche limite laminaire est beaucoup moins adhérente que la couche turbulente, le phé-

nomène sera d'autant plus brutal que le point de transition T sera plus en arrière. C'est ce qui explique qu'une aile de très grandes dimensions donne en vol des valeurs de C_s maximum légèrement supérieures à celles obtenues avec une aile semblable, mais plus petite, volant à la même vitesse ; car le nombre de Reynolds étant plus grand pour la première, son point de transition se trouve relativement plus près du point d'impact A.

CHAPITRE III

STABILITÉ

Dans les paragraphes précédents on a établi les conditions de vol en admettant implicitement qu'à un même instant tous les points de l'avion avaient la même vitesse de translation V, c'est-à-dire que le déplacement était stable. En réalité, dans l'air, l'avion est un solide entièrement libre dont le déplacement est conditionné par le jeu des forces qui lui sont appliquées : poids, traction, force aérodynamique ; on sait qu'alors au déplacement de translation se superpose un mouvement de rotation, à moins que ces forces ne répondent à certaines conditions bien déterminées non seulement de direction et d'intensité (seules considérées jusqu'ici), mais aussi de point d'application. C'est ce que nous allons demander à l'étude de la stabilité.

L'usage est consacré de définir trois stabilités élémentaires, dans un système d'axes orthogonaux issus du centre de gravité G de l'avion (fig. 15) :

- la stabilité longitudinale autour de l'axe dit de tangage ;
- la stabilité latérale (axe de roulis) ;
- la stabilité de route (axe de lacets).

I. — Stabilité longitudinale et centrage

1. *Coefficient de moment.* — Pour que le déplacement de l'avion s'effectue sans rotation autour de l'axe de tangage, il faut et il suffit que la somme des moments des forces par rapport à cet axe soit

nulle. Le moment du poids est nul, par définition même du centre de gravité. Le constructeur s'arrange pour que celui de la traction le soit aussi ; il est de toute façon suffisamment petit pour être

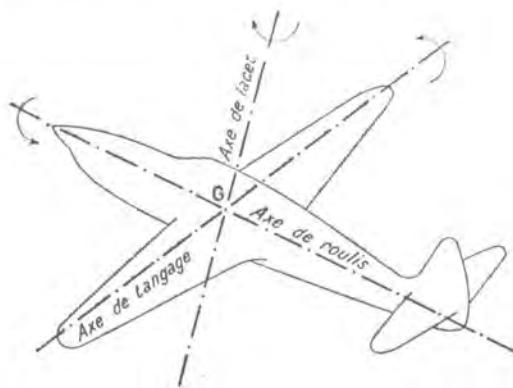


Fig. 15. — Les axes de stabilité

négligeable. La seule condition reste donc que celui de la force aérodynamique R soit nul, étant admis pour cette étude que les stabilités latérale et de route sont réalisées, c'est-à-dire que R est dans le plan des axes aérodynamiques.

On exprime le moment de R par rapport à un axe 0, fixe dans l'avion, parallèle à l'axe de tangage (car l'exposé théorique serait plus compliqué en se référant à la position du centre de gravité G qui varie d'un chargement à l'autre de l'avion). Cet axe est soit le bord d'attaque de la voilure lorsque celle-ci est rectangulaire, soit l'axe perpendiculaire au plan de symétrie de l'avion passant par le bord d'attaque du profil moyen, lorsque l'aile a une

forme quelconque. (Le « profil moyen » d'une aile est celui dont la corde d a pour valeur le quotient de la surface S par l'envergure b , fig. 16).

L'expérience conduit à donner à la valeur du moment ($M_U R$) de R par rapport à 0 une expres-

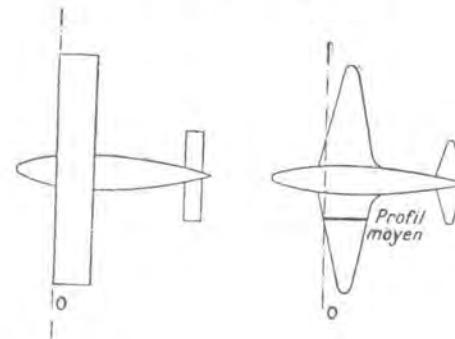


Fig. 16

sion analogue à celle qui exprime la force aérodynamique, soit :

$$M_U R = C_m \frac{\rho}{2} S V^2 d$$

dans laquelle d est la longueur de la corde du profil moyen, et C_m , dit « coefficient de moment », un coefficient sans dimension, caractéristique de la seule forme de l'aile, comme C_x et C_y .

Par convention, C_m est positif si le moment est piqueur, négatif s'il est cabreur.

2. Cas de l'aile seule. — En vol plané (traction de l'hélice nulle), l'expérience montre que la variation de C_m est sensiblement linéaire en fonction de l'angle d'incidence i , et par conséquent en fonction de C_s ,

du moins dans les limites de variation de i compatibles avec le vol. Ce résultat est représenté par

un graphique qui accompagne la polaire, C_m étant porté en abscisse et C_z en coordonnées (fig. 17) :

$$C_m = C_{m_0} + KC_z$$

L'expérience donne généralement des valeurs de K voisines de 0,25, et des valeurs de C_{m_0} positives.

Soient X et Y les coordonnées du centre de gravité G définies par rapport à la corde du profil moyen de l'aile et sa perpendiculaire élevée au point 0 du bord d'attaque (fig. 18). La condition d'équilibre de l'aile en vol est que le moment de \vec{R} par rapport à G soit nul ($\mathcal{M}_G \vec{R} = 0$), ce qui s'écrit en application du théorème de la composition des moments :

$$\mathcal{M}_G \vec{R} = \mathcal{M}_{G_0} \vec{R} - R_z X \cos i - R_x X \sin i - R_z Y \sin i - R_x Y \cos i$$

Compte tenu de ce que :

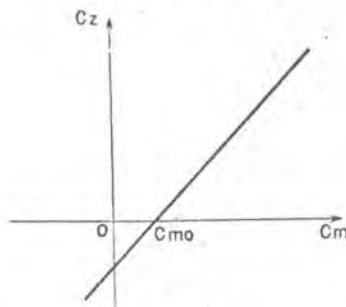


Fig. 17

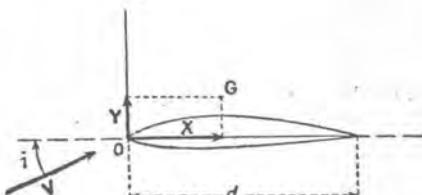


Fig. 18

- Y est toujours nul sinon très faible ;
- R_z est petit vis-à-vis de R_x ;
- i est assez petit pour permettre l'assimilation de $\cos i$ à 1 et de $\sin i$ à i ;

on peut négliger les produits $Y \sin i$, $R_x \sin i$, $Y R_z$, ce qui conduit à l'équation simplifiée :

$$\mathcal{M}_G \vec{R} = \mathcal{M}_{G_0} \vec{R} - X R_z \quad (1)$$

Si enfin on désigne par C_{mg} le coefficient de moment par rapport au centre de gravité, tel que :

$$\mathcal{M}_G \vec{R} = C_{mg} \frac{\rho}{2} SV^2 d$$

l'équation (1) devient :

$$C_{mg} = C_m - C_z \cdot \frac{X}{d} = C_{m_0} + C_z \left(K - \frac{X}{d} \right) \quad (2)$$

Ainsi C_{mg} , fonction du premier degré de C_z , est représenté graphiquement lui aussi par une droite. La condition d'équilibre de l'aile ($\mathcal{M}_G \vec{R} = 0$) ne pouvant être remplie que si $C_{mg} = 0$, s'écrit donc :

$$C_{m_0} = C_z \left(\frac{X}{d} - K \right) \quad (3)$$

Or, comme C_{m_0} est normalement positif, la relation (3) ne peut être satisfaite, pour les valeurs positives de C_z que si

$$\frac{X}{d} > K, \quad \text{soit } X > K d \quad (4)$$

La première de ces inégalités fait apparaître l'importance du rapport $\frac{X}{d}$, dénommé « centrage ». La

deuxième permet de définir un point F de la corde du profil, appelé « foyer », d'abscisse

$$X_F = K \cdot d$$

En bref la condition d'équilibre (4) ne peut être réalisée que si la projection du centre de gravité G sur la corde se trouve située au delà du foyer par rapport au bord d'attaque (fig. 19). Moyennant quoi, pour chaque position du point G, il existe une possibilité d'équilibre obtenue pour la valeur de C_z :

$$C_z = \frac{C_{m_0}}{\frac{X}{d} - K}$$

Sur la droite qui représente C_{mg} en fonction de C_z (fig. 20) cette valeur est celle correspondant au point E.

Une question très importante se pose alors au sujet de la nature de cet équilibre : est-il stable ou instable ? A cet effet, supposons qu'à partir d'une position d'équilibre une perturbation quelconque fasse légèrement diminuer C_z (l'aile pique), déplaçant le point figuratif du vol de E en M_1 (fig. 20). C_{mg} prend alors une valeur

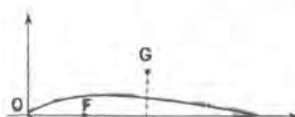


Fig. 19

positive C_{mg_1} : un couple piqueur apparaît, l'angle d'incidence décroît et entraîne une nouvelle diminution de C_z . C'est dire que l'équilibre est instable. D'où cette conclusion que l'aile ordinaire à C_{m_0} positif ne peut voler seule, car toutes ses positions d'équilibre sont caractérisées par une instabilité.

Ainsi le problème de l'aile volante conduit à cette double nécessité : 1° Une forme du profil spécialement étudiée pour donner un C_{m_0} négatif ; 2° Un centrage en avant du foyer.

Autre expression de C_m . — C_z étant une fonction linéaire de l'incidence i dans les limites du vol normal, peut s'écrire $C_z = C_{z_0} + pi$. On simplifie cette formule en exprimant C_z non en fonction de l'incidence i déjà définie (angle de la vitesse de déplacement V avec la corde normale), mais en fonction de l'angle i' que fait la vitesse avec la corde de portance nulle (1). On obtient alors $C_z = pi'$.

Dans ces conditions, C_m peut s'écrire :

$$C_m = C_{m_0} + KC_z = C_{m_0} + ri'$$

avec $r = pK$, r , p et K étant des constantes.

3. Cas de l'avion complet. — Pour réaliser les conditions d'un équilibre stable, les conclusions du paragraphe précédent conduisent à adjoindre à l'aile un empennage horizontal.

Soient i' et ϵ les angles d'incidence respectifs de l'aile et de l'empennage, comptés à partir des cordes de portance nulle (le profil de l'empennage étant habituellement symétrique, sa corde de portance nulle est confondue avec sa corde normale). Soit α l'angle que font entre elles ces deux cordes. En adoptant le sens des aiguilles d'une montre comme sens

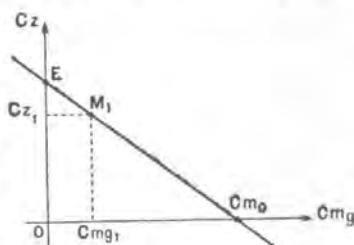


Fig. 20

(1) On appelle corde de portance nulle la direction suivant laquelle l'air doit frapper le profil pour que la portance soit nulle ($C_z = 0$).

positif pour mesurer les angles, on voit que :
 $\alpha = i' - \varepsilon$

Considérant maintenant le vol avec traction de l'hélice, pour simplifier l'exposé on fait les hypo-

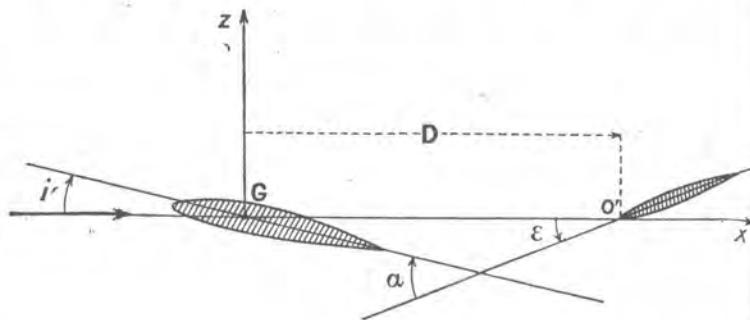


Fig. 21

thèses de base suivantes, qui d'ailleurs cadrent toujours très bien avec la réalité (fig. 21) :

- G se trouve sur la corde de l'aile ($Y = 0$) ;
- $0'$ bord d'attaque de l'empennage, est situé sur le vecteur \vec{V} passant par G (soit D la distance $G0'$) ;
- l'empennage est symétrique, d'où $\mathcal{M}_{0'} \vec{R}' = 0$, R' désignant la résultante aérodynamique de l'empennage seul, R celle de l'aile seule ;
- l'empennage a même allongement que l'aile, d'où $p' = p$ (1) dans les formules $C_z = pi'$ et $C'_z = p' \varepsilon$;

(1) La constante p ne dépend en effet que de l'allongement de l'aile.

- la traction de l'hélice T passe par le centre de gravité G, d'où $\mathcal{M}_G \vec{T} = 0$.

Dans ces conditions, le moment de la force aérodynamique globale F de l'avion par rapport à G a pour valeur (1) :

$$\begin{aligned} \mathcal{M}_G \vec{F} &= \mathcal{M}_0 R - X R_z + D R'_z = \\ &= C_m \frac{\rho}{2} S d V^2 - C_z \frac{\rho}{2} S X V^2 + C'_z \frac{\rho}{2} D V^2 \end{aligned}$$

D'où l'on tire successivement, compte tenu des équations précédentes :

$$\begin{aligned} C_{mg} &= C_m - \frac{X}{d} C_z + \frac{\sigma D}{S d} C'_z = \\ &= C_{m_0} - p \frac{\sigma D}{S d} \alpha + i' \left(r - p \frac{X}{d} + p \frac{\sigma D}{S d} \right) \end{aligned}$$

En bref, C_{mg} est une fonction linéaire de l'angle d'incidence i' , de la forme :

$$C_{mg} = A + B i' \quad (5)$$

avec

$$\begin{cases} A = C_{m_0} - p \frac{\sigma D}{S d} \alpha \\ B = r - p \frac{X}{d} + p \frac{\sigma D}{S d} \end{cases}$$

L'équilibre ($C_{mg} = 0$) devant être atteint pour une valeur positive de i' , deux cas peuvent se présenter :

Premier cas : équilibre instable (fig. 22) :
Le point figuratif de la position d'équilibre est E.

(1) σ est la surface de l'empennage.

Si, partant de cette position, l'angle i' augmente légèrement, le point figuratif vient en M_1 ; il apparaît un couple négatif, C_{mg_1} , donc cabreur, qui tend à faire croire i' davantage : l'équilibre est instable.

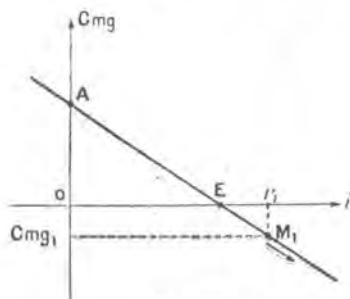


Fig. 22

cette fois piqueur, qui s'oppose à la variation initiale de i' : l'équilibre est donc stable.

Analytiquement la condition de stabilité de l'équilibre se traduit donc par :

$$A < 0 \\ B > 0$$

La première inégalité donne, d'après les équations (5) :

$$\alpha > \frac{C_{m_0}}{p} \cdot \frac{Sd}{\sigma D}$$

Ainsi l'angle α doit être positif et supérieur à une certaine valeur ; ce qui signifie que l'angle de calage de l'aile sur le fuselage doit toujours être supérieur à celui de l'empennage (fig. 21). Pratiquement α vaut quelques degrés.

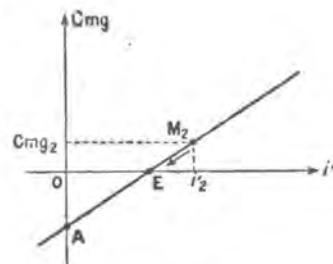


Fig. 23

La deuxième inégalité de son côté donne :

$$\frac{X}{d} < \frac{r}{p} + \frac{\sigma D}{Sd}$$

Cette condition signifie que le centrage de l'avion doit être inférieur à une certaine valeur, en d'autres termes qu'il existe une limite arrière du centrage, au delà de laquelle il n'y a plus de stabilité. On voit de plus que cette limite est d'autant plus grande que le sont la surface σ de l'empennage, et son éloignement D du centre de gravité.

Illustrons ces développements par l'examen du cas concret d'un avion de formes définies (S , σ , D , d , p , r , C_{m_0} sont donnés) et dont le α satisfait à la condition de stabilité. L'équation (5) montre qu'à

chaque valeur du centrage $\frac{X}{d}$ correspond une droite représentant C_{mg} en fonction de i' , et de plus, que toutes ces droites passent par un même point A ($A = C_{m_0} - p \frac{\sigma D}{Sd}$ α étant indépendant du centrage, donc constant).

La droite parallèle à l'axe des i' , tracée pour un centrage de 35 % dans l'exemple représenté sur la figure 24, correspond à la limite arrière de centrage au delà de laquelle la stabilité n'est plus possible. Il ne peut donc y avoir stabilité que pour des valeurs du centrage inférieures à 35 %. Le degré de stabilité, défini par la dérivée de C_{mg} :

$$\frac{dC_{mg}}{di'} = B = r - p \frac{X}{d} + p \frac{\sigma D}{Sd}$$

montre que la stabilité sera d'autant plus grande

que $\frac{X}{d}$ sera plus petit, c'est-à-dire que l'avion sera plus centré en avant. Mais lorsque la stabilité est trop grande, l'avion perd toute manœuvrabilité, au point que la gouverne de profondeur devient

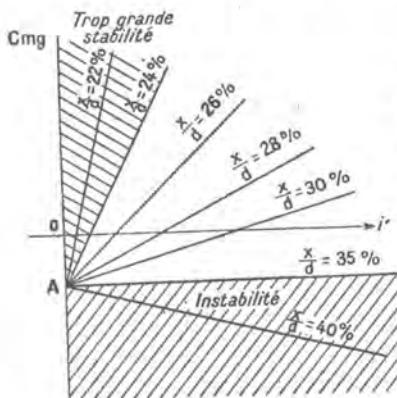


Fig. 24

incapable de faire prendre à l'avion les positions d'équilibre qu'impliquent certaines phases du vol, en particulier l'atterrissement. C'est ainsi que dans l'exemple figuré ci-contre, l'avion devient trop stable pour les centraages inférieurs à 24 %.

En résumé, la théorie mécanique élémentaire

exposée ci-dessus conduit aux résultats suivants :

Pour que l'avion classique soit stable en vol, il faut :

- 1^o *Que l'angle de calage de l'empennage soit inférieur à l'angle de calage de l'aile d'une valeur suffisante (condition de construction) ;*
- 2^o *Que son centrage soit compris entre une limite extrême avant et une limite extrême arrière (condition de construction et de chargement).*

Bien que simplifiée, cette théorie s'accorde très bien avec l'expérience. Lorsqu'en effet sont établies en soufflerie les courbes donnant pour chaque valeur du centrage la variation de C_{mg} en fonction de i' ,

on obtient une famille de courbes passant toutes par un même point A situé sur l'axe des C_{mg} , qui se trouve être un point d'inflexion commun ; cette constatation permet d'assimiler chaque courbe à sa tangente sur une assez grande distance autour de A,

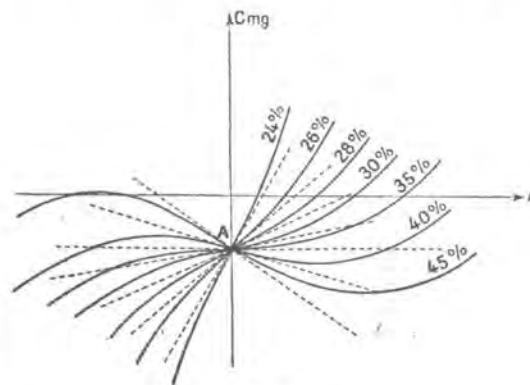


Fig. 25

justifiant ainsi le bien-fondé des conclusions précédentes déduites du faisceau de droites (fig. 25).

II. — Stabilité de route

Lorsque la résultante aérodynamique se trouve dans le plan de symétrie de l'avion, aucune force ne tend à imprimer un mouvement de rotation autour de l'axe de lacets. C'est donc une position d'équilibre, mais l'expérience montre que, sans aménagement spécial, cet équilibre est instable. Si en effet une cause fortuite donne à l'avion un angle de dérapage j , une composante R_y de la force aérodynamique suivant un axe G_y perpendiculaire aux axes aérodynamiques

namiques (fig. 26) prend naissance, dont le couple tend à faire virer l'avion autour de l'axe des lacets dans un sens qui accentue j . C'est pourquoi l'on est contraint d'équiper l'avion d'un empennage vertical

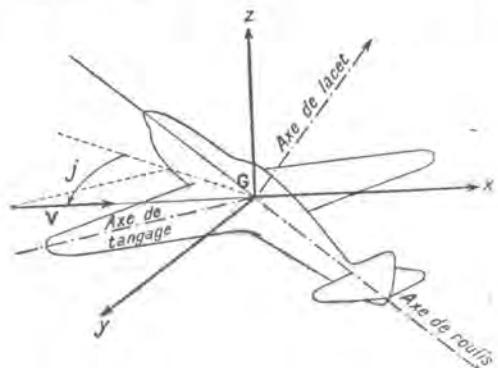


Fig. 26

cal, dit « dérive », situé à l'arrière avec l'empennage horizontal.

Considérant l'avion dans son ensemble ailes-fuselage-dérive la stabilité de route est uniquement conditionnée par le moment de R_y , par rapport à l'axe de lacets, donné par la formule :

$$\mathcal{M}_G R_y = C_{lg} \frac{\rho}{2} S V^2 d$$

dans laquelle C_{lg} coefficient de moment de lacet, est sans dimension et caractérise les formes de l'avion.

Pour chaque valeur du centrage on trace la courbe de C_{lg} en fonction de j ; en adoptant une convention de sens pour mesurer j et C_{lg} telle que leur signe

algébrique soit commun lorsque le couple tend à annuler le dérapage, opposé lorsqu'il tend à l'augmenter, on obtient un faisceau de courbes concourant à l'origine, semblable à celui du cas concret représenté à la figure 27.

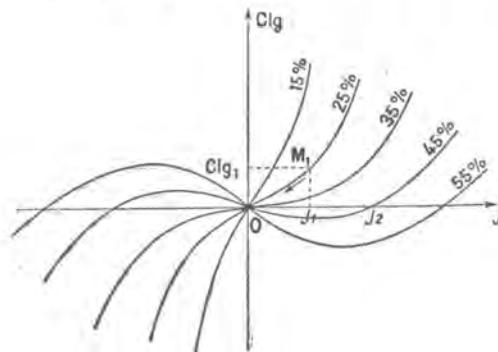


Fig. 27

Pour un avion centré à 25 % volant sans déraper, le point figuratif est en 0. Si pour une raison quelconque, j devient légèrement positif, le point figuratif se déplace en M_1 , auquel correspond une valeur positive de C_{lg} , qui tend à annuler le dérapage. Pour le centrage considéré, la position d'équilibre $j = 0$ est donc stable.

Pour un centrage à 45 %, le graphique montre que cette position d'équilibre commence par être instable et ce jusqu'à ce que l'angle de dérapage atteigne une valeur j_2 , d'ailleurs inacceptable pour le vol. Il existe donc une limite arrière de centrage au delà de laquelle la stabilité de route n'est plus assurée; cette limite dépend des dimensions (surface) et de la position de la dérive; plus celle-ci est

grande et éloignée de G, plus grande est cette limite. Comme une limite arrière de centrage est déjà imposée par la stabilité de tangage, il appartient au constructeur de prévoir une dérive telle que cette condition convienne à la stabilité de route également.

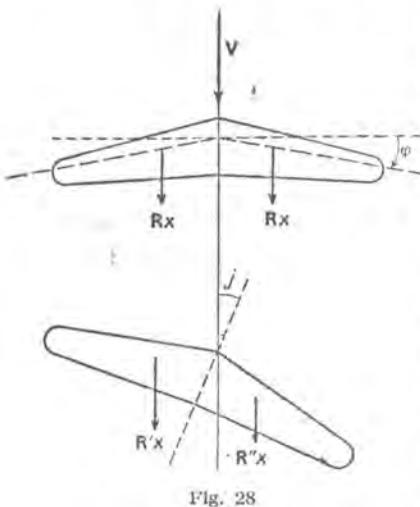


Fig. 28

né R'x supérieure à Rx (fig. 28), à celui qui recule une traînée R''x inférieure à Rx. Cette dissymétrie des traînées entraîne un couple redresseur.

III. — Stabilité latérale

Au cours d'un mouvement de roulis, tout se passe, pour l'aile qui s'abaisse, comme si son angle d'incidence i augmentait, le phénomène inverse se produisant pour l'aile qui s'élève. Dans les cas de vol normaux, i étant nettement inférieur à l'angle de por-

tement ; il doit toutefois éviter qu'elle ne devienne trop forte afin de conserver une manœuvrabilité en direction suffisante pour les centrages avant.

Certains constructeurs augmentent la stabilité de route en donnant de la « flèche » aux plans. Cette configuration donne au plan qui avance du fait du dérapage une traî-

tance maximum, la portance de l'aile qui s'abaisse augmente, celle de l'aile qui s'élève diminue ; les forces qui prennent naissance s'opposent donc au mouvement et l'arrêtent, mais ne peuvent ramener l'avion à sa position initiale puisque leur existence résulte du mouvement et non de la position de l'aile. L'avion se trouvant penché, son poids admet alors une composante P non nulle dans le plan des ailes, qui le fait glisser du côté de l'aile abaissée. Le dérapage j conséquent fait apparaître une composante Ry de la force aérodynamique et l'équilibre est rétabli quand Ry = Py (fig. 29).

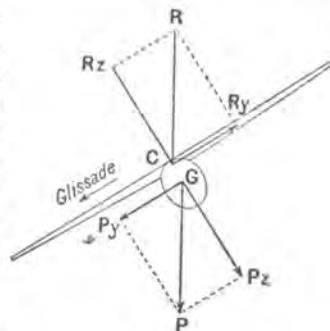


Fig. 29

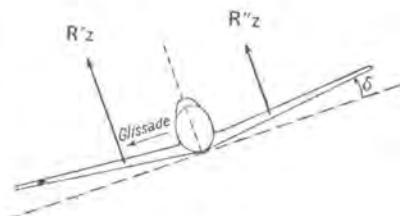


Fig. 30

mener le plan des ailes horizontales ; l'avion possède donc une stabilité latérale. Si au contraire le centre de poussée est au-dessous du centre de gravité (aile basse), le couple tend à accroître l'inclinaison ; on y remédié en donnant du « dièdre » aux

ailes (fig. 30). Celui-ci agit d'une part en surélevant le point d'application de R_y , d'autre part en rendant l'aile abaissée plus porteuse que l'aile élevée.

Quoiqu'il en soit la stabilité latérale de l'avion reste toujours précaire et doit être constamment contrôlée aux ailerons par le pilote.

CHAPITRE IV

LES MOYENS TECHNIQUES DU PILOTAGE LES GOUVERNES DE L'AVION

Pour diriger l'avion au gré de sa volonté et assurer à tout instant le contrôle du vol le pilote agit, par l'intermédiaire des commandes de vol (manche à balai et palonnier) sur les gouvernes, au nombre de trois (fig. 31) :

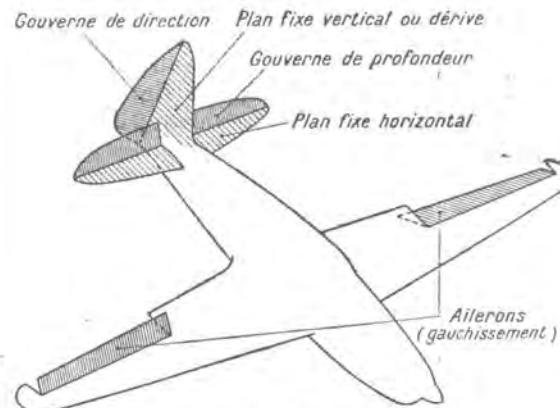


Fig. 31. — Schéma des gouvernes

— la gouverne de profondeur permet :

- 1^o de faire varier l'angle d'incidence et par suite l'inclinaison de la trajectoire de l'avion par rapport au sol ;
- 2^o de contrôler la stabilité de tangage du vol ;

- la gouverne de direction permet :
 - 1^o d'incurver latéralement la trajectoire de l'avion ;
 - 2^o de contrôler la stabilité de lacet ;
- la gouverne d'inclinaison latérale ou de « gaufrage » (les ailerons) permet :
 - 1^o d'incliner latéralement l'avion de l'angle approprié à l'exécution de certaines évolutions, telles que les virages ;
 - 2^o de contrôler la stabilité de roulis.

Gouverne de profondeur. — L'empennage horizontal comporte, à l'arrière du plan fixe, une surface mobile (la gouverne de profondeur) que le pilote peut faire pivoter à volonté, entre des limites extrêmes autour de la charnière 0 (fig. 32). L'expérience montre que pour chaque valeur β du braquage

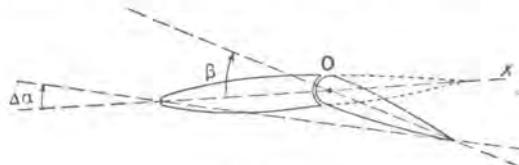


Fig. 32

de la gouverne par rapport à la corde du profil de l'empennage O_z , l'ensemble de la surface portante se comporte comme si l'angle d'incidence de l'empennage était modifié algébriquement d'une quantité $\Delta\alpha$, la gouverne étant ramenée à la position neutre.

Transposé dans le cadre d'un avion complet dont l'empennage serait calé à l'angle α par rapport à

l'aile (fig. 33, position I) le braquage de la gouverne d'un angle β vers le bas revient à considérer l'empennage comme s'il était calé à $\alpha - \Delta\alpha$, la gouverne étant en position neutre (position II). Or on sait d'après l'étude de la stabilité longitudinale (p. 46), que pour un calage α , le vol est stable pour un angle d'incidence i'_1 , tel que $C_{mg} = 0$ (courbe I, fig. 34). Avec un calage $\alpha - \Delta\alpha$, la courbe II figurant les variations de C_{mg} en fonction de i' se déduit sensiblement de la courbe I par la translation $A_1 A_2$ puisque, hormis la variation $\Delta\alpha$, toutes choses sont restées égales ; la stabilité du vol est dans ce cas obtenue pour un angle d'incidence $i'_2 < i'_1$.

Inversement, un braquage β' de la gouverne vers le haut aurait pour effet d'accroître α de la quantité $\Delta' \alpha$, le nouvel équilibre de vol étant obtenu cette fois pour un angle $i'_3 > i'_1$ (courbe III).

En définitive à toute variation $\Delta\beta$ du braquage de la gouverne correspond une variation $\Delta i'$ de l'incidence de l'avion tout entier ; en tant que fonction de β , la dérivée de i' ($\frac{di'}{d\beta}$) exprime l'efficacité de la gouverne de profondeur. Le mouvement de cette

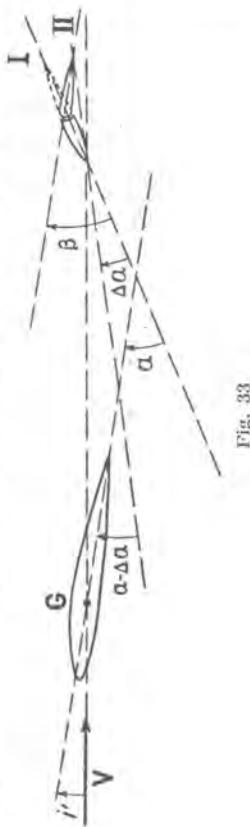


Fig. 33

gouverne est commandé par le déplacement longitudinal du manche à balai ; le schéma de la figure 35

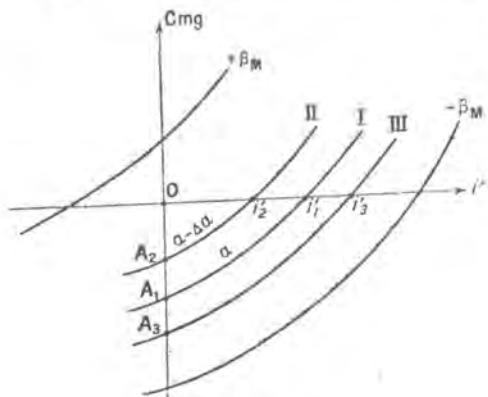


Fig. 34

montre qu'une traction sur le manche relève la gouverne, donc accroît l'incidence ; une pression au contraire abaisse la gouverne et diminue l'incidence.

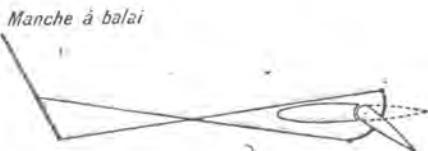


Fig. 35

Le rôle et l'emploi de la gouverne de profondeur apparaissent dès lors clairement :

1^o L'avion étant supposé en vol horizontal stabilisé (à l'exclusion du vol au second régime, bien

entendu), il suffit de pousser sur le manche pour le faire piquer, de tirer pour le faire cabrer ;

2^o Réciproquement en agissant sur l'incidence par l'intermédiaire du manche, le pilote parvient à réaliser tel régime de vol stable qu'il désire, en montée, en descente, ou en palier, sous réserve toutefois que la traction de l'hélice T soit adaptée à ce régime.

Enfin le rapport de la surface mobile (gouverne proprement dite) à la surface fixe (plan fixe horizontal) et la valeur de l'angle maximum de braquage ($\pm \beta_m$) doivent être déterminés de telle manière qu'entre les limites extrêmes du centrage, toutes les valeurs de i nécessaires aux différents cas de vol puissent être atteintes.

Gouverne de direction. — Cette gouverne est constituée par une partie mobile située à l'arrière du plan fixe vertical (fig. 36). Un avion doué d'une bonne stabilité de route possède, pour un centrage déterminé, une courbe de $C_{L\beta}$ présentant l'allure I de la figure 37. Le braquage β de la gouverne de direction agit identiquement à celui de la gouverne de profondeur, en translatant la courbe I en II : l'équilibre est donc rompu et l'axe de l'avion pivote d'un angle j correspondant à la position du vol stabilisé en dérapage.

Le déplacement de la gouverne de direction est

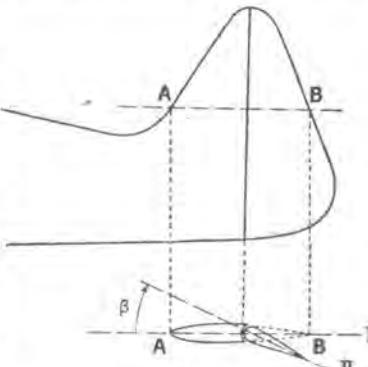


Fig. 36

commandé par le palonnier que le pilote actionne aux pieds (fig. 38). Sous la pression d'un pied l'avion amorce un changement d'orientation du côté correspondant, mais cette action ne suffit pas pour engendrer un virage; nous verrons plus loin que cette évolution nécessite en même temps une certaine inclinaison latérale de l'avion.

En tant qu'organe de contrôle de la stabilité de lacet, la gouverne de direction permet de déplacer la courbe de C_{Lg} et de la faire passer par 0, condition du vol sans dérapage, lorsque pour une raison quelconque (mauvais réglage, changement des conditions du vol, etc.) elle s'en est écartée.

Comme pour la gouverne de profondeur, son efficacité mesurée par $\frac{dj}{d\beta}$, est conditionnée par l'éloignement du centre de gravité, le rapport de la surface mobile au plan fixe horizontal, ainsi que par la vitesse d'écoulement de l'air : c'est pour cette dernière raison qu'elle est généralement placée dans le souffle de l'hélice (cas des monomoteurs et de certains bimoteurs bidéritives) ; cette disposition présente un gros intérêt au décollage en donnant au pilote la possibilité de maintenir un roulement en ligne droite sur les pistes étroites et de réagir efficace-

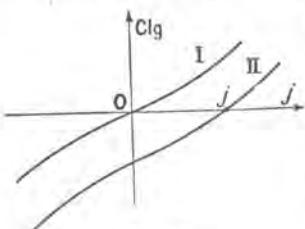


Fig. 37

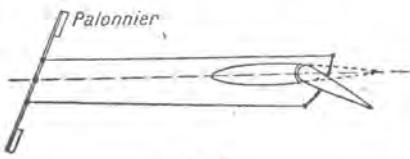


Fig. 38

ment contre les tendances au « cheval de bois » (1). Les ailerons. — L'inclinaison latérale de l'avion s'obtient à l'aide des ailerons, fractions mobiles des ailes situées en extrémité des bords de fuite en vue d'une efficacité maximum. Leur mouvement est commandé par le déplacement latéral du manche à balai, de telle manière que lorsque celui-ci est

incliné d'un côté, l'aileron correspondant s'élève tandis que l'autre s'abaisse (fig. 39), l'aileron levé diminuant la portance de l'aile affectée, l'aileron abaissé augmentant celle de l'autre : l'avion s'incline donc du côté du manche.

On a vu au chapitre III que l'avion ne possède pas de stabilité de roulis naturelle : le pilote doit donc rattraper au manche toute inclinaison fortuite en cours de vol.

Il est une particularité de cette gouverne essentielle à connaître pour la sécurité : *l'inversion des ailerons*. Lorsque l'avion vole au voisinage du C_s maximum, l'accroissement d'incidence de l'aile résultant

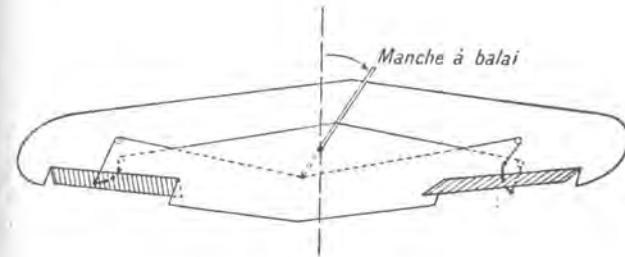


Fig. 39

(1) Virage accéléré autour d'une roue pouvant entraîner la rupture de l'avion.

d'un abaissement de l'aileron peut amener l'aile à dépasser ce C_x max. (point M_7 de la polaire, p. 19) ; dans ce cas la portance diminue au lieu d'augmenter, et comme en ce point de la polaire la décroissance de C_x est rapide, l'aile à aileron baissé peut devenir moins porteuse que celle à aileron levé. Le couple agissant sur l'avion est opposé à celui attendu du pilote. Cet effet dont on fait un usage classique pour la mise en vrille commandée est particulièrement à redouter au cours des virages à forte inclinaison effectués à faible altitude par des pilotes inexpérimentés qui risquent de partir en vrille à leur insu. Pour pallier la brutalité du phénomène de l'autorotation on aménage un débattement inégal des ailerons, étant plus grand vers le haut que vers le bas ; également on construit l'aile de façon que le décollement de la couche limite sur l'intrados apparaisse d'abord vers le raccordement de l'aile au fuselage, gagnant ensuite progressivement vers l'extrémité de l'aile ; ainsi quand la perte de vitesse s'amorce, les ailerons gardent une certaine efficacité et le pilote peut éviter le déclenchement de la vrille.

Compensation des gouvernes. — Chaque gouverne est sollicité par deux forces, son poids et la force aérodynamique engendrée par le braquage. Pour faciliter le pilotage, il est bon que le pilote puisse apprécier cette dernière par le dosage de l'action qu'elle exerce sur la commande de manœuvre. A cet effet on supprime l'effet du poids par un équilibrage statique de la gouverne (répartition des masses de construction ou installation de contrepoids tel que le centre de gravité soit très voisin de l'axe d'articulation).

De son côté la force aérodynamique doit être partiellement compensée pour éviter la fatigue musculaire du pilote. L'équilibrage dynamique est réa-

lisé soit par opposition de surfaces (schéma I), soit par l'installation loin de l'axe d'articulation d'une petite surface mobile (« flettner »), prise dans la surface de la gouverne, et qui se braque automatiquement en sens inverse de la gouverne (schéma II),

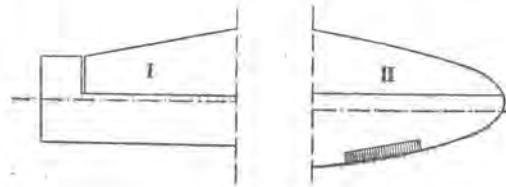


Fig. 40

fig. 40). Dans les deux cas le couple de la force aérodynamique autour de l'axe d'articulation, ou couple de charnière, est automatiquement réduit.

Enfin sur les avions lourds et les avions à très forte puissance relative, le pilote doit pouvoir annuler la réaction des gouvernes en position neutre aux différents régimes de vol possibles ; à cet effet il dispose d'une commande agissant directement sur le braquage du flettner.

CHAPITRE V

LES MOYENS DE CONTROLE DU PILOTAGE
LES INSTRUMENTS FONDAMENTAUX

Le pilote dispose à bord d'un certain nombre d'instruments dont les indications lui sont nécessaires : 1^o pour exécuter correctement les évolutions qu'il entreprend par le dosage judicieux de son action sur les commandes ; 2^o pour maintenir l'avion à tout instant dans une position correcte de vol. Mais chaque instrument ne renseigne que sur une seule donnée du vol, alors que le pilotage exige la connaissance simultanée de plusieurs d'entre elles : connaître la vitesse par exemple ne suffit pas à définir le vol ; c'est pourquoi il est indispensable que les instruments montés à bord d'un avion constituent un ensemble cohérent tel que, par la lecture facile de leurs indications, le pilote puisse dégager d'un coup d'œil rapide toutes les données du vol. De son côté le pilote se doit d'être parfaitement entraîné à cette gymnastique et de connaître le rôle et le principe de fonctionnement de chaque appareil : ainsi parviendra-t-il à déceler immédiatement la carence ou le mauvais fonctionnement éventuel de l'un d'entre eux, et dans une certaine mesure, à y suppléer par la lecture de l'ensemble des autres.

Les instruments décrits au présent chapitre sont fondamentaux et équipent tout avion : ils suffisent au contrôle rigoureux du pilotage à vue, mais ne constituent que le minimum indispensable au pilotage sans visibilité extérieure (P. S. V.).

Ils sont rassemblés sur une planche à suspension

élastique placée en face du pilote. La figure 41 représente la planche A 10 définie par les Services techniques aéronautiques français.



Fig. 41. — Planche de bord A 10

L'anémomètre

L'anémomètre est l'instrument qui indique la vitesse relative de l'avion par rapport à l'air. Rappelons qu'en tout point d'un courant d'air non turbulent il existe une pression totale P et une pression statique p , dont les grandeurs satisfont à la relation :

$$P - p = \frac{1}{2} \rho V^2$$

Il suffit donc de mesurer $P - p$ pour connaître V qui est la donnée recherchée. A cet effet un appareil est placé à l'extrémité d'une antenne, généralement

montée en bout d'aile (fig. 42, schéma A), afin de ne pas être affecté par les tourbillons d'air. Le schéma B représente l'antenne type « Pitot » uti-

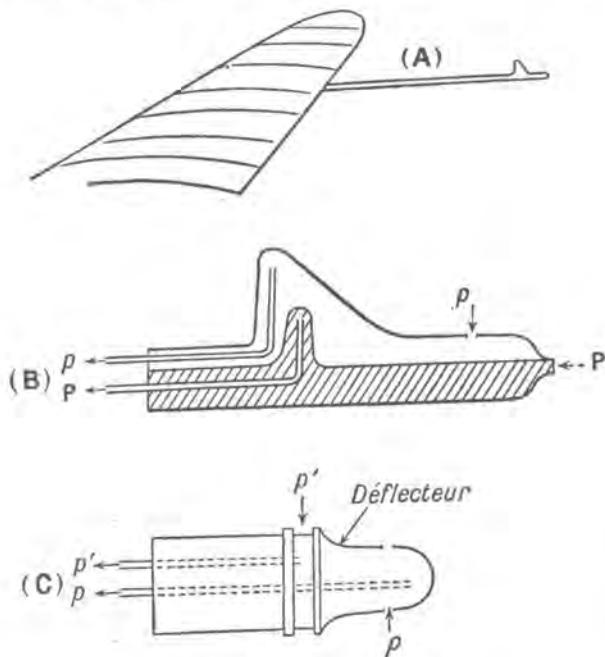


Fig. 42. — Anémomètre

lisée sur les appareils anglais et américains. En France on utilise une antenne à déflecteur type « Badin » (du nom de son constructeur, qui est d'ailleurs adopté dans la terminologie aéronautique comme synonyme d'anémomètre) ; dans ce cas la pression totale P est remplacée par une pression

statique p' prise en aval d'un déflecteur (schéma C) ; on sait d'après la loi de Bernoulli que p' est inférieure à p , et que $p - p'$ est proportionnelle à ρV^2 .

Dans les deux cas les prises de pression aboutissent à un boîtier contenant une capsule anéroïde : une des pressions s'exerce à l'intérieur de la capsule, l'autre à l'extérieur, les déformations élastiques de cette capsule sont fonction des différences $P - p$ ou $p - p'$ et transmises par l'intermédiaire d'un mécanisme amplificateur à une aiguille qui se déplace devant un cadran. On voit ainsi que les positions de l'aiguille ne correspondent pas aux valeurs de V mais à celles du produit $V \sqrt{\rho}$; la densité δ de l'air étant exprimée par rapport à la masse spécifique ρ_0 de l'air au niveau de la mer dans l'atmosphère standard (pression 760 mm de Hg — température 15°) on a $V \sqrt{\rho} = \frac{1}{\rho_0} V \sqrt{\delta}$. C'est en définitive en vitesse anémométrique $V_a = V \sqrt{\delta}$ (les pilotes disent plus volontiers « vitesse badin ») qu'est étalonné le cadran de l'anémomètre.

A priori cette propriété peut paraître une cause de gêne : effectivement pour connaître la vitesse réelle de l'avion par rapport à l'air, le navigateur est tenu de multiplier les kilomètres heures badin par $\frac{1}{\sqrt{\delta}}$ ($V = \frac{V_a}{\sqrt{\delta}}$), δ étant variable avec la température, la pression barométrique et surtout l'altitude. Elle présente au contraire pour le pilotage le plus grand intérêt : en effet le vol en régime permanent est essentiellement conditionné par la constance de la portance $R_z = C_z \frac{\rho}{2} SV^2$. Ceci implique que C_z et par conséquent l'angle d'inclinaison dépend du produit ρV^2 ; ce n'est donc pas

la vitesse réelle par rapport à l'air qui détermine l'assiette de l'avion, mais sa vitesse badin. Dans ces conditions les différentes phases du vol sont caractérisées par des vitesses badin bien définies puisque indépendantes de la température et de l'altitude.

L'altimètre

Instrument de sécurité avant tout, l'altimètre est constitué par un simple manomètre de pression atmosphérique ; le cadran gradué en altitude est étalonné par rapport à l'atmosphère standard. C'est donc un appareil d'autant moins précis que l'atmosphère réel (température, pression barométrique) s'écarte de l'atmosphère standard ; de plus il indique l'altitude par rapport au niveau de la mer et non celle relative au lieu survolé. Signalons que les avions de transport modernes sont dotés de sondes altimétriques utilisant le radar ou les ultrasons qui donnent avec une très grande précision l'altitude au-dessus du lieu survolé lui-même.

Dans le vol à vue le pilote utilise l'altimètre pour contrôler la tenue du vol en palier, pour la prise de terrain qui précède l'atterrissement, et surtout pour la sécurité d'exécution de certaines missions militaires (bombardement en piqué) et de la voltige aérienne au cours de laquelle les variations d'altitude peuvent être considérables.

En P. S. V. les indications de cet instrument sont essentielles dans la manœuvre d'atterrissement, car il est indispensable de connaître avec une grande précision la hauteur au-dessus du sol. A cet effet la graduation altimétrique est mobile et le pilote peut faire coïncider le zéro de l'échelle avec la pression barométrique au sol transmise par radiophonie. L'altitude indiquée est bien alors celle relative à

l'aérodrome, avec une précision d'autant meilleure que l'avion se rapproche du sol, sous réserve toutefois d'adopter une faible vitesse de descente verticale dans les derniers mètres pour résorber l'hystéresis de la capsule anéroïde.

Le variomètre

Le variomètre mesure la composante verticale de la vitesse, c'est-à-dire la vitesse ascensionnelle ou la vitesse de descente.

L'appareil comporte une capsule anéroïde C soumise sur sa face externe à la pression statique de l'air ambiant, sur sa face interne à la pression qui règne dans une bouteille étanche B de grande capacité relative, reliée à l'extérieur par un tube capillaire T (fig. 43). Toute variation de la pression ambiante dp dans le temps dt se traduit par une déformation de la capsule accusant le déphasage de l'égalisation des pressions internes et externes dû à l'écoulement capillaire de l'air.

La transmission de ces déformations à une aiguille se déplaçant devant un cadran gradué réalise un manomètre différentiel mesurant $\frac{dp}{dt}$. Comme la pression de l'atmosphère est une fonction de l'altitude z il suffit d'étalonner le cadran en $\frac{dz}{dt}$ qui n'est autre que la composante ver-

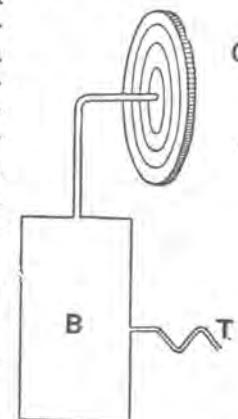


Fig. 43. — Variomètre

ticale de la vitesse pour transformer ce manomètre en variomètre.

Les indications de l'instrument exprimées en mètre-seconde ne sont suffisamment précises qu'autour du zéro ; aussi servent-elles principalement pour le contrôle des évolutions P. S. V., toujours de faible amplitude. Étant gradué pour l'altitude zéro standard où son utilisation offre le plus d'intérêt (atterrissement en P. S. V.) le variomètre indique des vitesses de plus en plus faibles par rapport aux vitesses réelles au fur et à mesure que l'altitude croît ; la vitesse indiquée n'est plus que la moitié de la vitesse réelle à 7.000 m.

L'indicateur de virage

Destiné à renseigner sur le sens et l'intensité de la vitesse angulaire qui caractérise le virage, cet instrument fait appel aux propriétés du gyroscope succinctement rappelées :

- 1^o L'axe d'un gyroscope libre autour de son centre de gravité G conserve une orientation fixe dans l'espace absolu (axes de Galilée) ;
- 2^o Si dans les mêmes conditions on exerce une force F en un point de son axe différent de G un couple dit de précession prend naissance, qui tend à faire pivoter cet axe perpendiculairement à F.

Schématiquement l'indicateur de virage est constitué par une masse gyroscopique M tournant autour d'un axe xx' parallèle à l'axe de roulis de l'avion et monté sur un cadre C fixé à l'avion par les pivots yy' (fig. 44). Ainsi le seul mouvement possible du cadre par rapport à l'avion est une rotation autour de l'axe yy' .

Lorsque l'avion vole en ligne droite aucune force n'agit sur le gyroscope et son axe xx' reste parallèle à l'axe de roulis. Examinons le comportement du dispositif pour une rotation de l'avion autour de chacun de ses axes de stabilité :

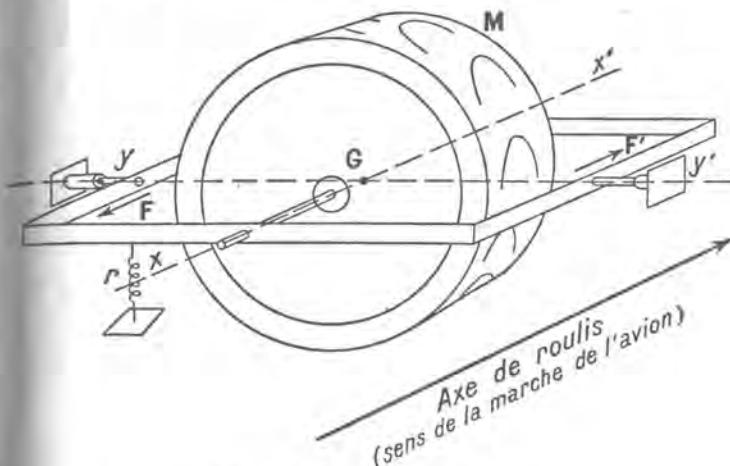


Fig. 44. — Indicateur de virage

a) *Axe de roulis.* — Une inclinaison latérale de l'avion fait naître sur les pivots yy' une force perpendiculaire au cadre qui tend à faire pivoter celui-ci dans son propre plan (deuxième loi), mouvement qui n'est pas possible, xx' reste parallèle à lui-même ;

b) *Axe de tangage.* — Une inclinaison longitudinale de l'avion, n'exerce aucune force sur les pivots yy' mais xx' restant parallèle à lui-même dans l'espace (première loi) s'incline par rapport à l'avion. C'est alors que l'action d'un ressort de rappel R ramène xx' parallèle à l'axe de roulis ;

c) *Axe de lacet.* — Au cours d'une rotation autour de l'axe de lacet les pivots y et y' exercent sur le cadre des forces F et F' situées dans son plan qui font précessionner le gyroscope en inclinant xx' par rapport à l'axe de roulis (deuxième loi). Mais sous l'action opposée du ressort R l'inclinaison du cadre autour de yy' se stabilise à une valeur, d'autant plus grande que la précession l'est elle-même, c'est-à-dire que le virage est rapide. Il suffit donc de matérialiser cette inclinaison par le déplacement d'une aiguille devant un cadran convenablement étalonné pour connaître à chaque instant la vitesse angulaire.

Ainsi l'indicateur de virage mesure l'intensité des changements de direction de l'avion dans le *plan des ailes* ; or le virage correct nécessitant une inclinaison latérale de l'appareil, la cadence indiquée est plus faible que la cadence réelle et ce d'autant plus que le virage est plus rapide parce que l'inclinaison est plus grande.

La bille

L'instrument ainsi dénommé se compose d'un tube de verre incurvé tournant sa concavité vers le haut et rempli d'un liquide légèrement visqueux dans lequel peut se déplacer une petite bille d'acier. Ce tube est situé dans le plan perpendiculaire à l'axe de roulis et sur sa partie médiane, qui se trouve être la plus basse lorsque le plan des ailes est horizontal, sont gravés des repères.

En vol rectiligne la bille n'étant soumise qu'à la seule force de pesanteur indique l'horizontalité latérale de l'avion en se plaçant naturellement entre les repères ; elle accuse au contraire toute inclinaison latérale en s'en écartant.

En virage, à la force de pesanteur s'ajoute la force centrifuge et la bille occupe dans le tube une position qui correspond au point le plus bas par rapport à la direction de la composante de ces forces ; elle est donc entre les repères si cette composante est perpendiculaire au plan des ailes ; elle s'en écarte dans le cas contraire.

En résumé la bille constitue un pendule amorti oscillant qui indique à chaque instant la direction par rapport au plan des ailes de la verticale réelle en vol rectiligne, de la verticale apparente en virage. Ses indications fournissent au pilote des renseignements précieux en décelant les glissades et les dérapages qui échappent aux sens humains lorsqu'ils sont faibles dans le vol à vue, totalement en P. S. V.

Les instruments de contrôle moteur

Chaque régime de vol exige des caractéristiques bien définies de fonctionnement du moteur : vitesse de rotation, puissance, fixées par le constructeur. Le pilote doit les respecter avec le maximum de précision pour obtenir à la fois le meilleur rendement de son appareil et la plus grande sécurité de vol.

A cet effet le tableau de bord comporte un certain nombre d'instruments de contrôle moteur parmi lesquels on trouve toujours :

- un tachymètre ou compte-tour qui donne la vitesse de rotation du moteur ;
- un manomètre de pression d'admission ;
- un manomètre de pression d'huile ;
- un thermomètre d'huile ;
- un thermomètre de liquide de refroidissement (s'il y a lieu) ;
- un manomètre de pression d'essence ;
- un jaugeur d'essence.

DEUXIÈME PARTIE

LA TECHNIQUE DU PILOTAGE

En abordant cette seconde partie, le lecteur est acquis à l'idée que l'avion, ensemble complexe mais cohérent, obéit à des lois qui déterminent son comportement en fonction d'une part de facteurs permanents (caractéristiques de la cellule, poids, centrage), d'autre part de facteurs variables (puissance du moteur, position des gouvernes) sur lesquels le pilote agit par l'intermédiaire des commandes. Bien assis sur son siège, les muscles détendus, le pilote cale ses pieds sur le palonnier, tient le manche à balai de la main droite, la manette des gaz de l'autre. Piloter c'est en dernière analyse coordonner des gestes ; mais l'avion va vite et les manœuvres se succèdent à un rythme qui ne laisse pas au raisonnement le temps d'opérer cette coordination, d'autant que le cerveau reçoit l'afflux de renseignements sensoriels qui déterminent l'appréciation de la situation du vol. C'est pourquoi le pilote doit être parfaitement gymnastiqué aux manœuvres appropriées à l'exécution des phases classiques du pilotage.

A l'époque où les lois aérodynamiques étaient mal établies, le pilotage-réflexe était seul pratiqué ; aujourd'hui encore il demeure une nécessité, mais la sécurité a gagné depuis que le pilote a été mis en mesure de connaître le fonctionnement de sa « machine » ; il peut alors réagir dans une situation de vol *inaccoutumée par des manœuvres dictées par le*

raisonnement, quelquefois opposées aux réflexes. Ainsi naquit le pilotage rationnel, dont la qualité essentielle est d'éviter de tomber involontairement dans des conditions de vol dangereuses au moins autant que de savoir en sortir, car ceci n'est pas toujours possible à basse altitude. Il est heureux de constater que tous nos pilotes, tant civils que militaires, sont actuellement formés d'après cette saine doctrine,

CHAPITRE VI

LES MANŒUVRES CLASSIQUES DU PILOTAGE

Les progrès de la technique ont conduit à doter les avions modernes de dispositifs spéciaux (1) (hélice à pas variable, atterrisseur escamotable, dispositifs hypersustentateurs...), qui, lorsqu'ils sont mis en œuvre, modifient les caractéristiques permanentes de l'avion : polaire, stabilité, limites de centrage. Il s'ensuit que les données qui définissent le vol (vitesse, incidence...), diffèrent suivant la position de ces dispositifs, par exemple, train rentré ou train sorti ; mais, point essentiel, les manœuvres normales de pilotage restent, dans tous les cas, applicables. C'est pourquoi nous pourrons adopter, sans nuire à la généralité du problème, un avion non doté des dispositifs précités pour exposer les manœuvres que doit effectuer le pilote au cours des phases classiques du pilotage examinées dans leur ordre chronologique.

Le contrôle avant le vol. — On ne saurait trop insister sur l'importance de ces opérations pour la sécurité du vol ; elles comportent un certain nombre de vérifications consignées dans la notice d'utilisation pour chaque type d'appareil et effectuées par le mécanicien. Il appartient au pilote de contrôler les plus importantes : état des pneus, pleins d'essence, d'huile, de liquide de refroidissement, débloquage des gouvernes et enlèvement des housses de protection, et une fois à bord, libre jeu des commandes dans leur maximum d'amplitude.

(1) Traité au chapitre VIII ci-après.

Les déplacements au sol. — Les déplacements au sol consistent à conduire l'avion du point de mise en route au point de décollage et après l'atterrissement à le ramener au point d'arrêt. Sur les aérodromes modernes ces déplacements s'effectuent sur des chemins de roulement macadamisés qui conduisent des aires de stationnement aux extrémités des pistes d'envol.

En l'absence de vent, la voilure n'est pratiquement soumise à aucune force aérodynamique : les seules forces qui s'exercent sur l'avion et sur lesquelles le pilote peut agir sont : la traction de l'hélice, l'action de son souffle sur les gouvernes de direction et de profondeur, le freinage qui peut agir sur les deux roues principales à la fois ou différentiellement sur chacune d'elles. Au démarrage le pilote met progressivement les gaz en maintenant le manche en arrière pour plaquer la queue au sol ; au fur et à mesure que la vitesse croît le pilote soulage la queue en relâchant la pression sur le manche et dose l'admission des gaz pour maintenir une vitesse de roulement modérée. Les virages s'effectuent par pression sur le palonnier dans le sens désiré ; en atmosphère calme l'usage des freins n'est nécessaire que pour arrêter l'avion.

Le vent par contre introduit une difficulté en exerçant une pression sur le côté du fuselage qu'il frappe ; le couple qui en résulte tend à mettre l'avion « face au vent ». Le pilote ne peut maintenir la direction désirée que par l'action du souffle de l'hélice sur le gouvernail de direction convenablement braqué. Il est prudent de rouler à vitesse d'autant plus modérée que le vent est plus violent et plus « de travers ». Des actions brutales sur le gouvernail de direction et des à-coups au régime moteur peuvent être nécessaires pour combattre

toute tendance à une déviation qui en s'accentuant risquerait d'engager l'avion dans un cheval de bois. A cause de ce danger les changements de direction doivent toujours être effectués lentement.

Par fort vent il y a intérêt à tenir le manche incliné du côté du vent s'il vient du secteur avant, du côté opposé, s'il vient de l'arrière ; en effet dans le premier cas par exemple on accroît la traînée de l'aile dont l'aileron est baissé, ou diminue celle de l'autre, et le couple engendré par cette dissymétrie s'oppose à celui qui tend à mettre l'avion dans le vent.

L'usage des freins use les pneus et fatigue la cellule ; aussi n'y recourt-on que lorsque l'action du moteur et des gouvernes s'avère insuffisante. Ils doivent être employés avec douceur, un freinage brutal sur une roue risquant d'amorcer un cheval de bois, sur les deux roues, une mise en « pylone ».

Le décollage. — Avant de pénétrer sur la piste d'envol le pilote arrête l'avion et procède aux dernières vérifications puis, soit sur l'ordre de la tour de contrôle (liaison radio) soit sur celui du « starter » il conduit l'avion à l'extrémité de la bande et le place parallèlement à l'axe de décollage. Il met ensuite progressivement les gaz jusqu'à ce que le compte-tour indique la valeur prévue. Tandis que l'avion démarre, le pilote pousse le manche en avant pour faire lever la queue ; il dose son action de telle manière que jamais l'axe de roulis ne dépasse une limite d'inclinaison qui risquerait d'amener l'hélice en contact avec le sol et de faire capoter l'avion. L'intérêt de cette manœuvre est de réduire la traînée par diminution de l'incidence, donc de réduire la longueur de roulement. Signalons toutefois que pour certains appareils qui partent facilement en cheval de bois au décollage il y a intérêt à maintenir la queue basse jusqu'à ce que la vitesse donne de l'effi-

cacité aux gouvernes, parce que le frottement de la roulette de queue (dans ce cas non orientable) s'oppose à cette tendance.

Tout au long du trajet de roulement le pilote maintient l'axe de roulis parallèle à la bande ; à cet effet il regarde assez loin devant lui pour déceler le moindre changement de direction du nez de l'appareil et le corriger par pression du pied sur le palonnier en sens inverse du mouvement. Il sait en particulier qu'il a à contrebatte le « couple de renversement » dû à la rotation du moteur, couple qui a tendance à faire virer l'avion d'un côté dépendant du sens de cette rotation.

Lorsque le badin indique la vitesse de décollage V_d prévue par la notice d'utilisation l'avion quitte le sol sous une légère pression exercée sur le manche vers l'arrière. Il est bon ensuite de rendre légèrement la main (pression en avant sur le manche) pour effectuer un palier à quelques mètres au-dessus du sol, au cours duquel la vitesse s'accroît rapidement ; car V_d étant à peine supérieure à la vitesse minimum de sustentation, l'avion présente un fort C_x et, si son incidence n'est pas réduite, prend péniblement de la vitesse et ne monte que lentement (fig. 45) : la moindre défaillance du moteur ou une manœuvre brutale risque en outre de le mettre en perte de vitesse. A tous égards, sécurité, prise d'altitude, l'exécution d'un court palier est avantageuse.

Le décollage s'effectue *toujours face au vent* ou, sur les aérodromes à bandes, dans le sens le plus voisin. Il importe en effet que la longueur de roulement soit la plus courte possible ; il faut donc atteindre V_d (vitesse par rapport à l'air) dans le moins d'espace ; ceci apparaît clairement en constatant que, v étant la vitesse du vent, l'avion décolle à la

vitesse $V_d - v$ par rapport au sol s'il roule face au vent, à la vitesse $V_d + v$ s'il roule vent arrière. Quant au décollage vent de travers qui peut être imposé par l'orientation de la bande, il exige du pilote de redoubler d'attention, pour éviter soit d'amorcer un cheval de bois, soit même de sortir de la bande.

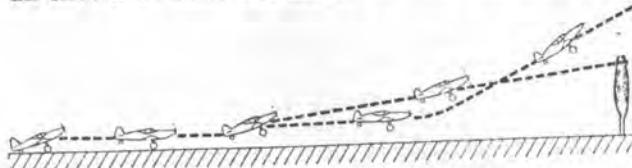


Fig. 45. — Le décollage

La montée. — On sait (1) que la condition optimum du vol en montée est définie par celle du point M_5 de la polaire pour lequel $\frac{C_x}{C_z}^{3/2}$ est maximum. Si l'on se reporte aux équations fondamentales du vol en régime permanent (2), on voit que cette condition impose au pilote d'adopter pour chaque valeur du poids P (lequel dépend du chargement) une vitesse V_m et une traction T_m déterminées. La manœuvre est donc la suivante : ayant légèrement dépassé V_m en fin de palier après le décollage, le pilote réduit progressivement les gaz pour obtenir le régime moteur de montée (intermédiaire entre celui du décollage et celui du vol de croisière) en même temps qu'il relâche la pression exercée sur le manche vers l'avant ; le nez de l'avion monte au-dessus de l'horizon, sa trajectoire s'incurve vers le haut et la vitesse décroît lentement.

(1) P. 22.

(2) P. 16.

Le pilote dose son action sur le manche pour que la vitesse se stabilise à la valeur V_m ; très rapidement un état d'équilibre s'établit que le pilote maintient jusqu'à l'altitude du vol de croisière.

Contrairement à ce que pourrait croire un profane, la montée ne se conduit pas d'après les indications du variomètre, mais exclusivement d'après celles de l'anémomètre et du tachymètre. Cependant le variomètre constitue un excellent instrument de contrôle dont l'emploi judicieux permet de déterminer avec une grande précision la vitesse optimum de montée. En effet la valeur V_m est déterminée aux essais pour le type d'avion considéré, mais jamais deux appareils présentent rigoureusement les mêmes caractéristiques et il se peut que la vitesse optimum de l'avion piloté soit V'_m légèrement différente de V_m ; pour la déceler le pilote modifie légèrement l'incidence autour de celle correspondant à V_m sans toucher à la manette des gaz et observe les variations du variomètre ; V_m sera manifestement la vitesse pour laquelle, en régime permanent, l'indication du variomètre est maximum.

Le vol en palier. — Rappelons les équations du vol en palier :

$$C_x \frac{\rho}{2} SV^2 = T \quad C_z \frac{\rho}{2} SV^2 = P$$

Pour des valeurs données de T et P ces équations permettent de définir la vitesse badin (proportionnelle à $V \sqrt{\rho}$) et l'incidence (dont C_x et C_z sont fonction) qui caractérisent le vol horizontal en régime permanent (1). Ceci revient à dire que pour une position de la manette des gaz la condition du

(1) Il n'est pas tenu compte du vol au second régime non pratiqué dans le pilotage normal.

vol en palier est totalement définie (sous réserve toutefois que T ait une valeur suffisante pour que les équations admettent une racine). Le pilote la réalise en agissant par tâtonnement sur le manche dans le sens longitudinal jusqu'à obtenir une position telle que V se stabilise. Pour y parvenir rapidement il s'aide du variomètre qui doit indiquer zéro et de l'altimètre dont l'indication doit être stabilisée.

Dans la pratique le choix de la condition de vol en palier est déterminée *a priori* par des considérations variables ; désir soit de tenir l'air le plus long-temps possible, soit de franchir la distance maximum en dehors de toute considération de délai, soit de franchir une distance déterminée dans un délai fixé, etc. Dans quelque cas que ce soit la décision prise se traduit par le fait que le pilote se voit imposé soit un régime moteur, soit une vitesse badin. Dans le premier cas il agira sur les commandes comme indiqué ci-dessus ; dans le second cas il agira également sur la manette des gaz pour obtenir la vitesse désirée. Il est clair en particulier qu'au cours d'un vol prolongé le pilote devra corriger progressivement la position des commandes pour tenir compte de la variation de poids résultant de la combustion du carburant. Ajoutons enfin que tant en ce qui concerne le décollage, la montée, que le vol en palier, la stabilité de l'avion autour des axes de roulis et de lacet est assurée par le déplacement latéral du manche et celui du palonnier dans les conditions définies au chapitre consacré aux gouvernes. Pratiquement le pilote parvient à donner une assiette de vol correcte à son avion en se référant simplement à la ligne d'horizon ; il la parfaît en consultant la bille qui révèle le moindre dérapage ou glissade.

En atmosphère agitée l'avion est soumis à des accélérations brutales de faible amplitude qui se

traduisent par de légers déséquilibres : le pilote ne doit pas chercher à contrer ces « coups de tabac », car généralement la stabilité propre de l'avion rétablit d'elle-même l'assiette correcte ; il ne réagit que lorsque le déséquilibre persiste. La traversée d'un courant ascendant ou descendant (trou d'air) dont l'ampleur est immédiatement accusée par le variomètre, ne doit pas inciter à changer l'assiette de l'avion sauf bien entendu si la perte d'altitude conséquente risque de compromettre la sécurité.

Le virage. — Pour effectuer un virage correct, c'est-à-dire pour que le centre de gravité décrive un cercle à vitesse angulaire constante autour d'un axe vertical AA', il est nécessaire que l'avion soit incliné latéralement du côté de cet axe. En effet en plus des forces déjà connues, le virage fait apparaître une force centrifuge $F_c = \frac{P V^2}{g r}$ (r étant le rayon du virage) ; seule une composante horizontale

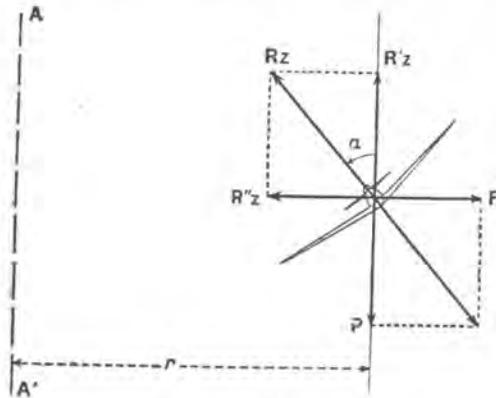


Fig. 46. — Le virage

de la portance R_z , laquelle reste dans le plan de symétrie de l'avion, peut s'opposer à F_c ; on fait apparaître cette composante en inclinant l'avion d'un angle α (fig. 46). Les équations du virage correct s'obtiennent en explicitant les égalités

$$R_z = T \quad R'_z = P \quad R''_z = F_c$$

ce qui donne :

$$C_z \frac{\rho}{2} SV^2 = T \quad (1)$$

$$C_z \frac{\rho}{2} SV^2 = \frac{P}{\cos \alpha} \quad (2)$$

$$C_z \frac{\rho}{2} S \sin \alpha = \frac{P}{gr} \quad (3)$$

Des équations (2) et (3) on tire

$$\tan \alpha = \frac{V^2}{gr} \quad (4)$$

On sait que pour un avion volant en palier, plus la charge allaire $\frac{P}{S}$ est grande, plus l'incidence et

la traction doivent être élevées pour obtenir une même vitesse V . Or les équations (1) et (2) permettent d'assimiler l'avion en virage au même avion volant en palier dont le poids apparent serait

$$P_a = \frac{P}{\cos \alpha} \text{ supérieur au poids réel.}$$

Les considérations théoriques précédentes conduisent aux conclusions suivantes : pour virer il faut : 1^o incliner l'avion ; 2^o accroître l'incidence et ce d'autant plus que l'on désire virer plus vite ; si l'on veut conserver la même vitesse il faut également augmenter le régime moteur.

Réservant l'étude du virage serré à forte inclinaison au chapitre consacré à la voltige, nous n'exposerons ici que les manœuvres d'exécution d'un virage à faible inclinaison (inférieure à 20°) et à régime moteur constant.

Le pilote engage le virage par pression simultanée sur le manche et sur le palonnier du côté où il désire virer ; aussitôt après il sollicite très légèrement le manche vers lui pour accroître l'incidence. Lorsque la cadence désirée est obtenue il ramène sensiblement les commandes au milieu. Pratiquement dans le vol à vue cette évolution peut être exécutée à peu près correctement en se référant à la ligne d'horizon ; on en parfaît l'exécution en s'assurant que le variomètre (ou l'altimètre) n'accuse pas de variation d'altitude et surtout que la bille demeure entre ses repères ; un écart vers l'intérieur du virage indique que l'avion glisse, c'est-à-dire que la cadence est trop faible pour l'inclinaison adoptée ; un écart opposé indique un dérapage, c'est-à-dire une cadence trop forte. Par une pression du pied du côté de l'écart le pilote ramène la bille au milieu conformément à la formule « le pied repousse la bille ».

Pour arrêter le virage le pilote opère comme pour effectuer un virage en sens inverse avec la différence toutefois qu'il rend légèrement la main pour adopter l'angle d'incidence correspondant au vol en palier.

La descente. — La descente peut s'effectuer à différents régimes moteurs et à différentes vitesses ; il est bien évident par exemple qu'il suffit de pousser sur le manche lorsque l'avion vole normalement en palier pour que, sans réduire les gaz, il s'engage en descente ; si le pilote maintient son action la vitesse croît jusqu'à ce qu'un régime de vol permanent s'établisse, sur une trajectoire d'autant plus inclinée et à une vitesse d'autant plus forte que la pression

sur le manche est grande et que le régime moteur conservé est élevé. On voit notamment qu'en jouant sur ces deux facteurs le pilote est libre de perdre de l'altitude à la vitesse et sous l'angle de descente qu'il désire.

Le cas le plus intéressant est celui de la descente en vol plané, soit qu'il réponde à une perte d'altitude volontaire, soit qu'il résulte d'une panne de moteur. On sait qu'alors (1) le pilote peut adopter différentes conditions de vol dont celles des points M_4 et M_5 de la polaire qui lui permettent soit de franchir la plus grande distance, soit de tenir l'air le temps maximum. Du point de vue pilotage, sa décision se traduit par l'adoption d'une vitesse badin prédéterminée qu'il réalise en agissant sur le manche dans le sens de la profondeur. Dans les cas normaux il adopte une vitesse correspondant au maximum de finesse parce qu'elle est suffisamment éloignée de la vitesse critique (C_s max.) pour permettre d'évoluer en toute sécurité.

Le pilote peut être amené à effectuer des virages en descente planée : ceux-ci s'exécutent d'une manière analogue à celui décrit plus haut, le pilote doit surveiller son badin encore plus attentivement et rendre légèrement la main pour maintenir une vitesse constante.

L'atterrissement. — Pour comprendre la technique de l'atterrissement, imaginons l'avion volant en palier normalement à la vitesse V_1 à l'altitude z et déterminons les manœuvres que le pilote doit effectuer pour maintenir sa trajectoire horizontale en supposant que le moteur ait été réduit en M_1 ($T = 0$; fig. 47). La trainée R_x n'étant plus équilibrée, la vitesse V_1 va diminuer et si l'incidence i_1 est conservée l'équa-

(1) P. 22 et suiv.

tion de portance $P = C_s \frac{\rho}{2} SV^2$ montre que le poids n'étant plus équilibré à son tour, l'avion s'enfonce ; pour l'en empêcher, le pilote doit faire croître l'incidence ; l'avion parvient ainsi au point M_2 avec une vitesse $V_2 < V_1$ et une incidence $i_2 > i_1$. Cette manœuvre ne peut toutefois se poursuivre que jusqu'au point M_3 pour lequel i_3 correspond au C_s

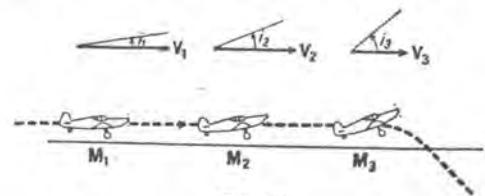


Fig. 47

maximum, car on sait qu'ensuite l'avion partirait en abattée ou en vrille si l'on cherchait à faire croître l'incidence ; donc en M_3 on réalise la plus faible vitesse compatible avec le vol en palier sans moteur ; au delà de ce point l'avion s'enfonce inéluctablement. Il suffit d'imaginer que le plan z est celui de l'aérodrome, M_1 l'entrée de la piste d'atterrissement, pour concevoir que l'avion entrera en contact avec le sol au voisinage de M_3 et achèvera sa course en roulant. Plus impérativement encore que pour le décollage, l'atterrissement doit s'effectuer face au vent, ou dans le sens le plus voisin sur les aérodromes à bandes, afin de diminuer d'une part la longueur du palier $M_1 M_3$, d'autre part la vitesse de prise de contact avec le sol ($V_3 - v$) ainsi que la longueur du trajet de roulement consécutif.

Ce schéma de principe fait apparaître les deux phases successives que comporte l'atterrissement : la

prise de terrain qui a pour but d'amener l'avion en M_1 dans de bonnes conditions de vitesse, l'atterrissage proprement dit qui comprend toutes les manœuvres après M_1 . L'exécution pratique d'un atterrissage comporte des variantes suivant la nature de l'avion : avion léger, avion rapide à forte charge alaire, avion à fort tonnage, etc. L'exposé qui suit concerne un avion de tourisme moyen.

Avant d'effectuer *la prise de terrain* le pilote de-



Fig. 48. — Prise de terrain

mande l'autorisation d'atterrir à la tour de contrôle (radio) ou au starter (battements de plan) ; lorsque celle-ci lui est accordée (feu vert ou fusée verte à défaut de la radio) il entre en « tour de piste » à une altitude d'environ 400 m et se met en descente moteur réduit parallèlement et à droite de la bande dans le sens opposé à l'atterrissage (fig. 48). Classiquement il dépasse l'extrémité de la bande d'environ 300 m et suit le trajet I comportant deux virages à 90° ; à l'issue du second virage il doit normalement se trouver à une centaine de mètres d'altitude face à la bande. Il tire alors très légèrement sur le manche pour ramener la vitesse à une valeur supérieure de 30 km/h environ à la vitesse de décrochage. Continuant ainsi sa descente en ligne droite il apprécie la qualité de sa prise de terrain : il lui est toujours possible de se ralonger au moteur s'il se juge trop

court. Se raccourcir par contre n'est possible dans une certaine mesure que par une glissade que seuls les pilotes parfaitement entraînés peuvent se permettre ; il est illusoire en particulier de tenter de rattraper une présentation trop longue par un piqué qui amènerait l'avion en bordure de piste à trop grande vitesse et risquerait de compromettre l'exécution de l'atterrissage proprement dit ; le pilote trop long ne doit pas hésiter à remettre les gaz et à recommencer sa prise de terrain après autorisation du contrôle à terre.

Lorsque le pilote possède une solide expérience du vol, c'est en réalité à l'issue du premier virage qu'il juge sa prise de terrain et qu'il s'efforce de se ralonger ou de se raccourcir en adoptant un trajet plus court (II) ou plus long (III).

L'atterrissage proprement dit commence lorsque l'avion se présente légèrement avant la bordure de piste (point M_0 , fig. 49), à quelques 10 m de haut ; dès lors le pilote tire progressivement sur le manche et exécute « l'arrondi », phase au cours de laquelle l'avion passe de la ligne de descente au vol rectiligne horizontal (M_1) ; il effectue ensuite le palier en dosant très soigneusement son action sur le manche dans le sens de la profondeur. En effet s'il ne tire pas assez l'avion s'enfonce et heurte violemment le sol, s'il tire trop brutalement l'avion remonte et, perdant rapidement sa vitesse, risque de se trouver dans une situation critique de vol à plusieurs mètres au-dessus du sol ; dans ce cas le pilote doit veiller très attentivement à la vitesse car si celle-ci est suffisante il lui est possible de rejoindre le sol en effectuant un simili arrondi ; si la vitesse est trop « tangente », il ne peut plus tirer sur le manche sous peine de décrocher et doit amortir la vitesse de descente en s'aidant au moteur.

En ce qui concerne la prise de contact avec le sol,

le pilote n'attend pas, dans la pratique, que la vitesse atteigne la valeur du décrochage ; légèrement avant (5 km/h au-dessus de V_s environ), il cesse de tirer sur le manche, l'avion s'enfonce très lentement et prend contact avec plus de souplesse qu'il ne le ferait en M_3 . Alors commence la dernière phase de l'atterrissement, le roulement au sol, qui pose, mais dans un ordre inverse, les mêmes problèmes de

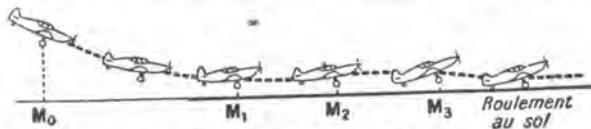


Fig. 49. — Arrondi et atterrissage

direction de l'avion qu'au décollage. Le pilote doit maintenir jusqu'à l'arrêt définitif sa vigilance, dont le relâchement prématuré risquerait d'être cause d'incidents préjudiciables au matériel.

Comme cas particuliers d'atterrissement signalons :

1^o *L'atterrissement vent de travers* : il est intéressant de prendre contact avec le sol à plus grande vitesse et de maintenir la queue haute le plus longtemps possible (atterrissement dit « de piste ») pour mieux lutter contre la tendance au cheval de bois pendant le roulement ;

2^o *L'atterrissement en atmosphère surchauffée, ou sur un terrain d'altitude élevée* : en raison de la diminution de la densité de l'air, les vitesses par rapport au sol sont plus grandes que d'ordinaire, mais, point essentiel pour le pilote, les vitesses badin sont inchangées puisqu'elles expriment $V\sqrt{\delta}$; tout au plus peut-on les majorer très légèrement, dans le premier cas, pour tenir compte de la turbulence de l'air généralement plus grande.

CHAPITRE VII

LA VOLTIGE AÉRIENNE ET LES MANŒUVRES DE SÉCURITÉ

La voltige aérienne ou acrobatie comporte des évolutions plus complexes que celles décrites au chapitre précédent, et dont l'exécution correcte nécessite un entraînement particulier. Professionnellement la voltige aérienne n'est pas indispensable sauf pour les pilotes militaires de chasse qui peuvent être appelés à utiliser ces évolutions en combat aérien. De plus, en raison des fortes accélérations auxquelles sont soumis et l'organisme humain et le matériel, la voltige ne doit être effectuée que par des pilotes jeunes en parfait état physique, sur des avions dont la structure satisfait aux conditions de solidité prévues à cet effet.

On ne saurait cependant trop souligner le profit que retire le pilote accoutumé aux manœuvres acrobatiques : volant sans aucune appréhension ni gêne dans toutes les positions possibles, il affine son pilotage en lui donnant à la fois souplesse et précision. Il ne faut donc pas considérer la voltige comme une fin en soi pratiquée dans le but « d'épater la galerie » mais comme un puissant moyen d'accroître la sécurité. C'est à ce souci que répond la tendance actuellement adoptée dans nos écoles de pilotage d'accorder une prépondérance marquée à la voltige lente au détriment de la voltige déclenchée. La première en effet se caractérise par des évolutions au cours desquelles, lorsqu'elles sont correctement exécutées, le pilote contrôle à tout

instant le mouvement de l'avion ; elle fait appel aux lois normales du pilotage dans toutes les situations de vol qu'elle impose à l'avion : vol sur le dos, sur la tranche, piqué et cabré à la verticale, etc. Au contraire les figures de voltige déclenchées, une fois amorcées par le pilote, s'exécutent par un mouvement d'autorotation qui échappe au contrôle du pilote et ne s'arrête que lorsqu'il effectue les manœuvres appropriées ; point n'est donc besoin de savoir les « réussir » mais de connaître les manœuvres qui le déclenchent pour éviter de les faire involontairement, ainsi que les manœuvres qui les arrêtent pour le cas où le pilote les déclencherait involontairement.

Le virage serré à grande inclinaison. — Bien que non considérée comme figure acrobatique, cette évolution est une des plus difficiles à exécuter correctement et doit être parfaitement connue avant d'aborder la voltige classique. Sans entrer dans le détail d'un exposé théorique qui sortirait du cadre de cet ouvrage, on démontre que le virage le plus incliné doit s'effectuer plein gaz en adoptant un angle d'incidence correspondant au point M_5 de la polaire (angle de vol au plafond $\frac{C_z^{3/2}}{C_x}$ maximum), ce qui conditionne la vitesse badin, seule donnée accessible au pilote.

En étudiant le virage classique (p. 83), on a négligé l'action du « couple gyroscopique » dû à la rotation de l'hélice, parce que cette action était faible ; il n'en va plus de même en virage serré où le déplacement angulaire de l'axe de l'hélice est suffisamment rapide pour donner naissance à un couple de précession important. Ce couple agit perpendiculairement au plan horizontal dans lequel se déplace l'axe de l'hélice ; suivant que le virage s'effectue à

droite ou à gauche, le couple gyroscopique a pour effet, compte tenu du sens de rotation de l'hélice, de faire monter ou descendre l'avion.

Pour effectuer un virage serré à grande inclinaison le pilote prend un excédent de vitesse en augmentant le régime moteur, puis gauchit au manche et pousse franchement, mais sans brutalité, le palonnier du côté du virage. L'avion s'incline rapidement et prend une grande cadence de virage en même temps que la vitesse diminue. Quand l'inclinaison est suffisante, manche et palonnier doivent être ramenés au milieu, la cadence du virage étant alors maintenue par le dosage de la traction sur le manche ; c'est cette action en effet qui permet d'agir sur l'incidence ; n'ayant pas le contrôle de cette donnée, le pilote se réfère à la vitesse qui doit être maintenue à sa valeur pré-déterminée ; cette opération est délicate car l'incidence optimum étant assez rapprochée de l'incidence critique en virage, le pilote qui serre trop son virage peut déclencher une vrille malgré la pleine puissance du moteur.

Corrélativement à l'action sur le manche dans le sens de la profondeur, le pilote doit veiller au maintien de l'inclinaison latérale de l'avion par pression sur le manche dans le sens latéral, et s'assurer que l'avion ne s'engage pas en descente : pour cela il maintient la bille au milieu en « soutenant » au pied (pression sur le palonnier opposée au virage) ; cette action est facilitée lorsque le sens du virage engendre un couple gyroscopique cabreur, rendue plus difficile dans le cas contraire. C'est ce rôle du palonnier inaccoutumé en vol normal qui fait dire, d'ailleurs improprement, qu'en virage fortement incliné les « gouvernes sont inversées ».

Ainsi qu'on le voit, cette évolution nécessite une coordination parfaite des mouvements du manche

et du palonnier sous le contrôle permanent du badin et de la bille. C'est pourquoi, bien que moins spectaculaire que la voltige classique, elle est pour les connaisseurs le juge infaillible des qualités d'un pilote.

Signalons enfin que le virage rigoureusement « à la verticale » ne peut s'effectuer dans un plan horizontal et ne peut être par conséquent correct (bille du milieu) puisqu'aucune force n'équilibre le poids.

La voltige lente. — Les figures classiques de voltige lente peuvent s'effectuer isolément ; mais, étant toujours commencées à grande vitesse, les pilotes ont l'habitude de les lier afin d'amorcer la suivante sur la grande vitesse généralement acquise à la fin de la précédente. Sans insister sur les raisons des gestes du pilote que le lecteur maintenant habitué au rôle des gouvernes comprend aisément, nous exposerons les manœuvres d'exécution des deux séries suivantes, en attirant seulement l'attention sur les phases les plus délicates.

1^o Série retournement, boucle, rétablissement. — Mettant plein gaz, le pilote prend la vitesse prévue pour le retournement (fig. 50) ; il cabre franchement l'avion en tirant sur le manche puis passe sur le dos en gauchissant ; la rotation des ailes autour de l'axe de roulis est facilitée au départ par une pression dans le même sens sur le palonnier ; mais dès que l'inclinaison des ailes devient grande, l'avion doit être soutenu aux pieds par une pression inverse comme dans le virage ; parallèlement il faut pousser sur le manche d'abord pour empêcher l'avion de virer, ensuite pour maintenir son angle de montée une fois qu'il vole sur le dos. Réduisant alors les gaz, le pilote diminue progressivement la pression sur le manche lorsque la vitesse s'approche de celle correspondant à la perte de vitesse sur le dos,

l'avion s'engage lentement en piqué à la verticale ; au fur et à mesure que la vitesse croît, le pilote tire sur le manche et remet les gaz. Bien conduite, cette dernière phase s'achève en vol horizontal pleins gaz, à une vitesse suffisante pour amorcer la boucle ou « looping ». Par une traction progressive sur le manche le pilote fait décrire à l'avion une trajectoire ascendante incurvée ; cette action doit être assez franche pour que l'avion parvienne sur le dos au sommet de la boucle avec une vitesse suffisante ; elle ne doit par contre pas être trop brutale car l'avion vire mal et perd rapidement sa vitesse ; le pilote peut d'ailleurs éviter ce dernier défaut en diminuant la traction lorsqu'il sent apparaître le « voile noir » (obscurcissement de la vue lorsque l'accélération atteint 5 à 6 g). La boucle s'achève, moteur réduit, comme le retournement. En fin de looping, et à une vitesse supérieure de 20 à 30 km/h au départ de ce dernier, le pilote

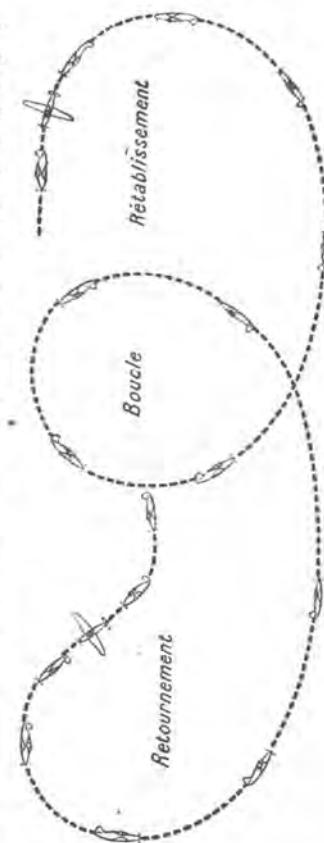


Fig. 50

amorce le rétablissement ou « Immelmann » comme une boucle ; mais parvenu sur le dos il rétablit l'avion en vol horizontal normal en gauchissant ; au cours du passage des ailes sur la tranche il soutient l'avion au pied comme dans le virage. Cette dernière phase doit être effectuée à vitesse suffisante pour éviter l'autorotation ; si le pilote s'aperçoit que la vitesse est trop faible, il doit soit terminer la figure en boucle, soit rétablir en piquant légèrement.

2^o *Série renversement, tonneau lent.* — Sur un départ pleins gaz, à vitesse appropriée, le pilote amorce le renversement par une chandelle à la

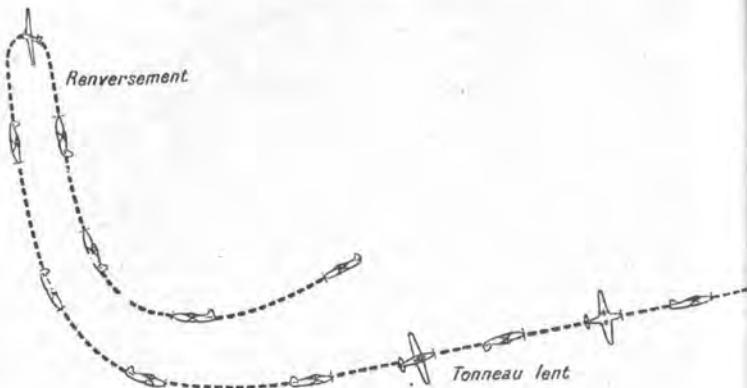


Fig. 51

verticale (fig. 51) au sommet de laquelle il bascule l'avion sur la tranche en donnant franchement du pied, en même temps qu'il réduit les gaz ; l'avion s'engage ensuite dans un piqué à la verticale qu'on rétablit comme une fin de boucle. La phase délicate de cette figure est le basculement au cours duquel

le pilote doit veiller à ne pas passer sur le dos en se défendant aux ailerons.

Dans le tonneau lent la trajectoire de l'avion demeure rectiligne et légèrement ascendante, les ailes décrivent un tour complet autour de l'axe de roulis. La figure s'amorce sensiblement comme un retournement (un peu moins cabré) et se poursuit après le passage sur le dos jusqu'au vol horizontal normal.

A l'exception du renversement, toutes les figures de voltige lente doivent être effectuées dans un même plan vertical ; or l'action désordonnée du couple de renversement par suite des variations brutales de régime moteur, et surtout celle du couple gyroscopique qui s'exerce perpendiculairement au plan des évolutions, tendent à faire sortir l'avion de ce plan. Le pilote doit constamment les contrebalancer par un dosage judicieux du déplacement des commandes qui ne peut être défini qu'en cours d'exécution. C'est donc bien souplesse, précision et sûreté que confère la voltige lente.

La voltige déclenchée. — Le « tonneau déclenché » est une autorotation horizontale à une vitesse nettement supérieure à la vitesse de décrochage en vol rectiligne de façon qu'à l'issue de son premier, second ou troisième tour complet (tonneau simple, double ou triple), l'avion conserve une vitesse suffisante pour reprendre un vol rectiligne horizontal. Volant horizontalement à la vitesse appropriée le pilote tire rapidement le manche vers lui, l'avion se cabre et vole à un angle très voisin de l'angle critique ; une poussée franche du pied le met en dérapage et déclenche l'autorotation : le pilote accentue la brutalité du mouvement en gauchissant à fond du côté opposé au pied (effet d'inversion des ailerons p. 61). L'autorotation s'arrête dès que les commandes sont ramenées au milieu.

Le « retournement déclenché » s'amorce comme un tonneau déclenché que l'on arrête sur le dos, et s'achève comme un retournement lent.

Les manœuvres de sécurité. — On appelle manœuvres de sécurité celles que l'on apprend à tout élève pilote pour se dégager d'une perte de vitesse, d'une abattée, d'une vrille dans les meilleures conditions de sécurité ; le déclenchement de ces manœuvres leur apprend par la même occasion les fautes de pilotage à éviter.

On se met facilement *en perte de vitesse* en obligeant l'avion à effectuer un palier, moteur réduit ; au fur et à mesure que l'incidence croît, la vitesse diminue et parvient rapidement à la vitesse critique ; à ce moment l'avion s'enfonce, et a tendance à s'abattre en avant, les commandes deviennent molles et peu efficaces. Si le pilote maintient la traction sur le manche et conserve l'horizontalité des ailes en « se défendant aux pieds », l'avion tombe en avant et s'engage dans un piqué très accentué : c'est l'abattée. On s'en dégage avec le minimum de perte d'altitude en commençant par rendre la main pour faciliter la prise de vitesse qui permettra ensuite la ressource.

Il suffit pour déclencher une *vrille* d'aggraver une perte de vitesse en tirant le « manche au ventre » et en poussant un pied à fond : l'avion s'abat sur une aile et amorce un mouvement de rotation autour de son axe de roulis, mouvement qui va en s'accélérant aussi longtemps que le pilote maintient les commandes dans cette position. On arrête la vrille en mettant « tout au milieu » et pour sortir du piqué à la verticale on procède comme pour l'abattée ; il est essentiel de ne pas être brutal dans la traction sur le manche pour effectuer la ressource ; on a vu des élèves qui, tirant prématurément et trop énergiquement dans la ressource, déclenchaient une nou-

velle vrille après l'arrêt de la précédente, et ce consécutivement jusqu'à l'issue fatale. Signalons enfin que la vrille ne doit pas être prolongée au delà de deux ou trois tours, car outre la fatigue à laquelle est soumise la cellule, l'angle d'incidence tend à augmenter et peut atteindre des valeurs très élevées : l'avion descend toujours à la verticale, mais son nez se relève progressivement vers l'horizon ; la vrille normale se transforme en « vrille à plat » dans laquelle les gouvernes perdent leur efficacité et dont il n'est plus toujours possible de se dégager.

La conclusion qui se dégage de cette analyse est que la faute de pilotage ne peut être rattrapée qu'au prix d'une perte d'altitude dont l'ampleur ne fait que s'accroître lorsque la faute initiale est aggravée. Au cours d'un exercice de voltige il peut arriver, même aux meilleurs, de manquer une figure ; aussi la prudence impose-t-elle de manœuvrer à une altitude offrant la possibilité de rétablir une vrille en toute sécurité. Dans ces conditions la voltige est une saine et agréable pratique que le profane ne doit pas considérer comme particulièrement imprudente et dangereuse.

En vol à faible altitude par contre, la faute de pilotage pardonne rarement ; le pilote doit donc veiller à toujours conserver une vitesse nettement supérieure à la vitesse critique ; dans les virages notamment il ne faut pas que la proximité du sol lui fasse redouter d'adopter l'inclinaison appropriée à la cadence (bille au milieu) ; ceci l'amènerait à « croiser les commandes », excellente position pour déclencher une vrille d'autant plus qu'en virage la vitesse critique est plus élevée qu'en vol horizontal. Cet ensemble de considérations justifient la règle formelle, instamment répétée aux pilotes : *En cas de panne au décollage, se poser droit devant soi.*

CHAPITRE VIII

L'AVION MODERNE

Pour mériter le qualificatif de moderne, un avion doit comporter la plupart des dispositifs spéciaux et des instruments perfectionnés venus dans la technique aéronautique depuis 1930 en vue d'améliorer à la fois les performances et la sécurité. Nous ne mentionnerons ici que les principaux d'entre eux, en nous plaçant seulement sous l'angle de leur utilité et de leurs répercussions en matière de pilotage.

L'atterrisseur escamotable ou train rentrant. — Le train est indispensable dans les phases du vol qui mettent l'avion en contact avec le sol : décollage, atterrissage, roulement. En l'air par contre, il n'a d'autre effet que d'accroître la traînée (C_x) et son escamotage, en affinant les formes de l'avion, permet à puissance égale d'augmenter la vitesse et partant le rayon d'action et le plafond.

La position du train (sorti ou rentré) n'affecte le pilotage qu'en modifiant légèrement les caractéristiques permanentes de l'avion. Les manœuvres de sortie et de rentrée doivent être exécutées en dessous d'une vitesse limite pour éviter de violents efforts aérodynamiques susceptibles d'en détériorer le mécanisme. Le pilote dispose à bord d'une commande normale de manœuvre du train, d'une commande de secours, ainsi que de dispositifs indicateurs de position. Certains appareils comportent un klaxon qui appelle l'attention du pilote s'il réduit les gaz alors que le train est rentré.

On ignore généralement que la possibilité d'esca-

moter le train constitue de plus un facteur de sécurité très intéressant. Le pilote contraint de se poser en campagne ne dispose en effet presque jamais d'une bande de terrain convenablement orientée par rapport au vent, suffisamment longue, dégagée et de sol uni, pour effectuer un atterrissage normal train sorti : l'expérience montre que les tentatives de ce genre se terminent régulièrement par un capottage, sinon la rencontre d'un obstacle, à moins que le train ait la bonne fortune de céder. L'atterrissement « sur le ventre » s'accorde d'un terrain de moindre dimension et de moins bonne qualité et s'achève presque toujours sans dommage pour le personnel à bord et avec le minimum de dégâts pour le matériel. De même au décollage le pilote a intérêt à rentrer le train le plus rapidement possible pour atteindre au plus vite une altitude de sécurité. En cas de panne sur monomoteur il bénéficiera des avantages de l'atterrissement train rentré pour se poser droit devant lui ; avec un bimoteur répondant aux conditions fixées par l'O. A. C. I. (1), la panne d'un moteur au décollage laisse la possibilité d'effectuer un tour de piste pour atterrir normalement à condition que le train soit déjà rentré au moment où survient cette panne.

Les dispositifs hypersustentateurs. — Reprenant l'équation qui donne la vitesse (p. 16) :

$$V = \sqrt{\frac{2}{\rho}} \times \sqrt{\frac{P}{S}} \times \sqrt{\frac{1}{C_x}}$$

on voit que V augmente en même temps que la charge alaire $\frac{P}{S}$; pour un avion de poids donné,

(1) Organisation Internationale de l'Aéronautique Civile.

ceci revient à diminuer la surface de l'aile S. Mais le gain de vitesse ainsi réalisé affecte également la vitesse minimum de sustentation, qui peut devenir prohibitive à l'atterrissement ; de là la nécessité de dispositifs permettant de réduire cette vitesse. C'est

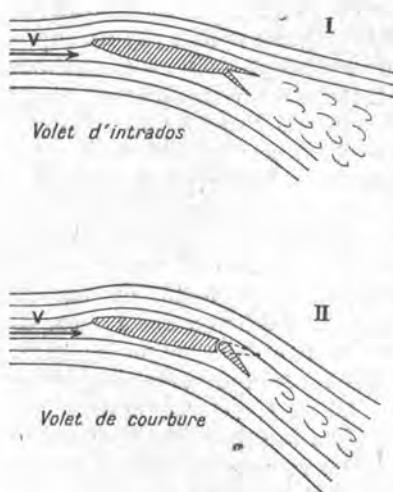


Fig. 52

Généralement la commande des volets permet de les ouvrir de la quantité désirable ; aux faibles ouvertures (10 à 20°) ils accroissent la portance sans augmenter sensiblement la traînée ; cet effet est quelquefois utilisé au décollage pour réduire la longueur de roulement. Aux grandes ouvertures (50 à 70°) ils continuent d'accroître la portance, mais beaucoup plus encore la traînée ; ils affectent alors non seulement la portance mais aussi la finesse de l'avion, lequel, en vol plané, descend sous un angle plus grand. Dans ces

en définitive encore dans le but d'améliorer les performances par l'accroissement de la vitesse à puissance égale qu'ont été imaginés les dispositifs hypersustentateurs ; du même coup, ils ont amélioré la sécurité. Les types les plus répandus sont le « volet d'intrados » (fig. 52, schéma I) et le « volet de courbure » (schéma II).

conditions les volets facilitent l'atterrissement en agissant et comme dispositif hypersustentateur (diminution de la vitesse d'atterrissement), et comme frein aérodynamique (diminution de la longueur du palier).

En ce qui concerne le pilotage, la conséquence la plus importante est la diminution brutale de portance dont s'accompagne la fermeture des volets. C'est pourquoi, lorsque le décollage est effectué avec les volets partiellement ouverts, le pilote prend une vitesse et une altitude suffisantes pour les rentrer ; cette précaution s'impose encore plus impérativement lorsque la commande des volets n'est pas progressive, une manœuvre prématurée pouvant entraîner une perte de hauteur importante, voire même une perte de vitesse.

L'ouverture des volets (I) introduit un couple piqueur assez prononcé ; le pilote a la sensation désagréable d'un manche qui « tire dans la main » et au moment d'effectuer l'arrondi il lui faut exercer une forte traction sur le manche, effort difficile à doser alors que la manœuvre d'atterrissement exige justement beaucoup de précision. Pour cette raison tous les appareils modernes sont dotés de flettner réglables en vol qui donne au pilote la possibilité dans chaque position normale de vol (montée, vol de croisière, descente planée volets sortis, etc.), de rendre les commandes neutres, c'est-à-dire de maintenir la position de vol adoptée sans avoir d'effort à exercer sur elles.

L'hélice à pas variable (2). — Le rôle de l'hélice est de transformer, par son action sur l'air, le couple moteur en traction T destinée à vaincre la traî-

(1) Elle doit se faire à vitesse réduite pour éviter leur détérioration ou même leur arrachement.

(2) La théorie de l'hélice n'a pas sa place dans cet ouvrage ; nous ne mentionnerons que les résultats intéressants directement le pilotage.

née R_x . Une hélice de forme déterminée et montée rigidement sur son moyeu est caractérisée par une grandeur que l'on appelle « pas » ; cette grandeur est en rapport avec l'incidence sous laquelle l'hélice attaque l'air dans sa rotation, incidence d'ailleurs variable d'une extrémité à l'autre des pales. On définit le rendement η de l'hélice par le rapport de la puissance recueillie sur elle, que l'on sait être égale à $T \times V$, à la puissance \mathcal{P} fournie par le moteur ; $\eta = \frac{VT}{\mathcal{P}}$. La recherche des meilleures performances conduit à utiliser l'hélice dans des conditions qui rendent η aussi voisin que possible de l'unité. Or η est une fonction du paramètre $\gamma = \frac{V}{nD}$ (1),

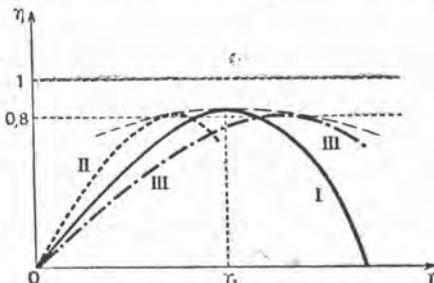


Fig. 53

représentée par la courbe I (fig. 53) ; η passe par un maximum pour γ_1 . Si l'on avait adopté un calage différent des pales sur le moyeu, c'est-à-dire un pas différent, on aurait obtenu soit la courbe II (petit pas), soit la courbe III (grand pas). Il est donc

(1) n est la vitesse de rotation (nombre de tours-seconde) et D le diamètre de l'hélice.

possible d'utiliser l'hélice constamment à son maximum de rendement en faisant pivoter les pales autour de leur axe (perpendiculaire à l'axe du moyeu) de telle manière que le pas soit toujours adapté au rapport

Vitesse de vol

Régime moteur

C'est ce que réalise l'hélice dite « à pas variable ».

A l'origine, l'hélice ne comportait que deux positions : petit pas, utilisé pour le décollage et l'atterrissement, grand pas utilisé en vol de croisière. Un premier perfectionnement consista à faire varier le pas d'une manière continue entre des limites extrêmes ; dans ce cas le pilote utilise l'hélice de la manière suivante :

- le décollage s'amorce plein petit pas, pleine admission, ce qui donne un régime moteur n correct par construction de l'avion ; au fur et à mesure que la vitesse croît, le moteur tend à s'emballer, mais le pilote maintient n à la valeur correcte en donnant progressivement du grand pas ;
- en vol de croisière, il règle le pas de manière que, pour la pression d'admission adoptée, n ait la valeur définie par la notice d'utilisation, il obtient de la sorte le meilleur rendement de l'hélice ;
- à l'atterrissement, il repasse au petit pas au moment de réduire en vue d'effectuer la prise de terrain, non que cette manœuvre corresponde à un besoin d'adaptation de l'hélice à laquelle il ne demande plus de traction, mais par sécurité ; en effet en cas d'atterrissement manqué, se trouvant à faible vitesse, à faible hauteur, et dans des conditions de traînée maximum (train

sorti, volets ouverts), le petit pas facilitera la reprise du moteur et donnera à l'hélice son meilleur rendement ; le pilote rentrera le train immédiatement pour diminuer la traînée, mais ne pourra rentrer les volets qu'après avoir pris vitesse et altitude de sécurité. Cet exemple montre une fois de plus qu'amélioration des performances et sécurité bénéficient simultanément des dispositifs modernes.

L'hélice à régime constant (connue sous la désignation « constant speed ») constitue un nouveau progrès : un régulateur agit automatiquement sur le pas de manière à maintenir constante la vitesse de rotation du moteur. Dans ces conditions la manœuvre directe du pas d'hélice échappe au pilote, qui se borne à actionner la manette du régulateur pour faire indiquer au compte-tour la valeur fixée par la notice d'utilisation pour chaque pression d'admission.

On a enfin réalisé l'automatisme intégral en asservissant la commande du régulateur de pas à la manette des gaz : le pilote retrouve la simplicité d'emploi de l'hélice à pas fixe tout en bénéficiant d'une adaptation quasi parfaite. Il ne lui reste plus que des commandes de secours pour le cas de panne.

Lorsque l'on coupe un moteur en vol, sous le choc de l'air, l'hélice tourne en moulinet en entraînant le moteur : la traînée de l'avion s'en trouve sensiblement accrue. Pour améliorer la sécurité, les avions multimoteurs modernes ont la possibilité de faire passer leurs hélices « en drapeau », c'est-à-dire d'augmenter le pas jusqu'à ce que les pales se présentent sur la tranche (fig. 54) ; en cas de panne d'un moteur, son hélice ne tournera plus en moulinet et présentera la moindre résistance à l'avancement,

ce qui allègera la surcharge demandée aux autres moteurs.

L'horizon artificiel (1). — Cet instrument a pour but de matérialiser la position de la ligne d'horizon par rapport aux axes de roulis et de tangage de l'avion ; essentiel en pilotage sans visibilité et en vol de nuit, il simplifie la tâche du pilote et diminue sa fatigue également au cours des longs vols de jour.

Schématiquement, l'horizon artificiel est constitué par un gyroscope dont l'axe garde continuellement la direction de la verticale : un cadre perpendiculaire à cet axe matérialise la ligne d'horizon.

Les indications de cet instrument ne restent valables que si les évolutions de l'avion n'atteignent pas une trop grande amplitude, et ne se prolongent pas trop longtemps. Le pilote doit connaître ses limites de basculement latéral et longitudinal (variables avec le type utilisé — de l'ordre de 45 à 60°) car lorsque ces limites sont dépassées, l'appareil « décroche » et il faut attendre huit à dix minutes de vol pour que ses indications redeviennent valables.

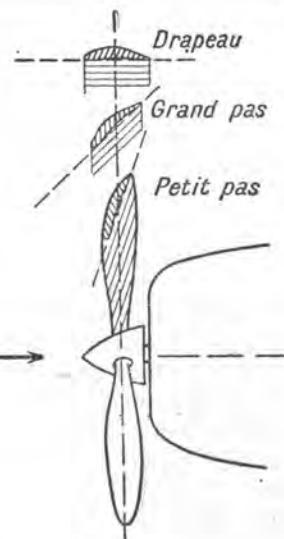


Fig. 54

(1) Voir la planche de bord A 70, p. 116.

De même en virage prolongé, l'axe du gyroscope tend à se rapprocher de la verticale apparente (résultante du poids et de la force centrifuge). Le pilote ne doit plus se fier à l'horizon artificiel ni pour assurer l'inclinaison convenable du virage, ni pour ramener l'avion en vol horizontal.

Le conservateur de cap (1). — Très sensible aux accélérations et peu amorti, le compas magnétique (boussole) oscille continuellement autour de la route moyenne suivie par l'avion, et ce d'autant plus que l'atmosphère est plus agité ; sa lecture malaisée fatigue le pilote. En outre la composante verticale du champ magnétique terrestre influence ses indications dans les virages, dont l'arrêt à un cap donné oblige le pilote à tâtonner. C'est pourquoi on lui adjoint un conservateur de cap, composé d'un gyroscope dont l'axe peut être orienté suivant la direction choisie par le pilote ; les changements de direction de l'avion sont accusés par la constance d'orientation du gyroscope. Cet instrument a l'avantage d'être totalement amorti (pas d'oscillations) et de donner des indications exactes au cours des virages. Cependant comme le gyroscope finit toujours par précessionner, il faut régulièrement (toutes les dix à quinze minutes) recaler le cap indiqué par le conservateur sur celui donné par le compas magnétique. Il faut bien saisir en effet que ce dernier est l'instrument de navigation de référence, le conservateur de cap étant essentiellement un instrument de pilotage.

Les avions à réaction. — Strictement conçu sur le même principe que l'avion classique — une cellule, un propulseur —, l'avion à réaction actuel n'en diffère que par son moyen de propulsion : le turbo-réacteur. Il en résulte tout naturellement

que les mêmes règles de pilotage lui seront applicables, hormis celles relatives à la conduite du moteur.

La grande nouveauté réside dans l'augmentation des vitesses de vol, conséquence de l'accroissement considérable des forces de poussée que la réaction permet d'appliquer à l'avion. Ce gain de vitesse ne va pas toutefois sans soulever de sérieuses difficultés : les unes, d'ordre mécanique, posent au technicien le problème de la rigidité de la cellule ; celle-ci doit en effet supporter d'énormes efforts non seulement sans se rompre, mais également sans subir des déformations élastiques telles que, par l'altération de ses caractéristiques de vol, la sécurité soit compromise. La deuxième catégorie de difficultés, d'ordre aérodynamique, résulte de l'apparition des phénomènes dits de « compressibilité », dont l'explication et les conséquences seront exposées au chapitre X ci-après.

Si l'on se cantonne au domaine des vitesses subsoniques (vitesses inférieures à celles où apparaissent les phénomènes précédents), les caractéristiques du turbo-réacteur qui influent sur le pilotage sont :

- a) son mauvais rendement de propulsion aux faibles vitesses de vol ;
- b) la lenteur des reprises comparativement à celles que permet le moteur à pistons ;
- c) la persistance d'une faible poussée lorsque les gaz sont réduits en vol, alors que l'hélice freine dans les mêmes conditions ;
- d) l'absence de souffle sur les gouvernes qui de ce fait sont peu efficaces aux faibles vitesses.

Au décollage, l'avion à réaction prend lentement sa vitesse et nécessite une longue piste lorsque, lourdement chargé, il n'est pas doté de dispositifs spéciaux (fusées de décollage).

A l'atterrissement, il se freine moins vite que l'avion à hélice et n'offre pas les mêmes facilités que ce dernier (action sur les gouvernes, coups de moteur) pour rattraper une mauvaise présentation, et en particulier pour reprendre l'air à la suite d'un atterrissage trop long. Pour ces raisons, il est préférable d'atterrir « au moteur » selon la méthode employée pour les avions lourds (p. 121). De toute façon, la remise des gaz en cas d'atterrissement manqué demande une prompte décision.

Au demeurant, l'absence des dissymétries que crée l'hélice (couple de renversement, couple gyroscopique) rend le pilotage de l'avion à réaction, en vol normal, plus précis, plus agréable et même plus facile que celui de l'avion à hélice.

(1) Voir la planche de bord A 70, p. 116.

CHAPITRE IX

P. S. V. — VOL DE NUIT. — AVIONS LOURDS

Bien que l'accent ait été mis sur la rationalisation grandissante du pilotage des avions modernes qu'a permis d'obtenir l'emploi d'instruments de vol de plus en plus perfectionnés, il a toujours été admis jusqu'ici que le pilote disposait de la complète perception des phénomènes extérieurs. Le plein usage des sens permettait de ne demander à ces instruments que le contrôle du vol. Il n'en va plus de même lorsque les conditions de vol interdisent la visibilité (temps bouché, nuit) ; la carence des sens exige alors de demander aux instruments les données même du vol. Au demeurant, il n'y a pas une technique du pilotage sans visibilité différente de celle du pilotage à vue : dans les deux cas, pour décoller, évoluer en l'air, atterrir, le pilote actionne les commandes à peu près identiquement ; la seule différence réside dans la manière de se procurer les renseignements dont il a besoin.

Rôle des sens dans le pilotage à vue. — Pratiquement, par temps clair, la vitesse est le seul facteur dont la connaissance sensorielle soit notoirement insuffisante : compte tenu du rôle capital qu'elle joue dans la conduite de l'avion particulièrement au point de vue de la sécurité, il ne pourrait être admis d'en accepter une appréciation très imprécise dans la faible plage où sa grandeur évolue au cours des manœuvres de prise de terrain et d'atterrissement ; c'est pourquoi l'anémomètre doit être considéré comme un instrument sans lequel le pilotage devient délicat et même dangereux. Par contre un pilote

très entraîné peut s'affranchir des autres instruments : l'ensemble des sensations visuelles, auditives, musculaires, tactiles, se combinent et se complètent pour permettre un pilotage sinon parfait, du moins sûr. A vrai dire la vue est de beaucoup le sens le plus important, à cause de l'ampleur et de la précision des renseignements qu'elle fournit ; la simple perception de la ligne d'horizon suffit généralement pour apprécier correctement l'assiette de l'avion et pour assurer la stabilité autour des trois axes.

Les sens prépondérants en P. S. V. — Lorsque la visibilité extérieure disparaît totalement, tous les autres sens subsistent et apportent au cerveau leur contribution pour l'appréciation de la situation de vol, mais deux d'entre eux prennent une importance prépondérante : celui de l'équilibre et celui de l'accélération. A cause du rôle néfaste qu'ils risquent d'avoir en P. S. V., il est indispensable de bien connaître le mécanisme selon lequel s'effectue la perception des sensations qu'ils enregistrent.

a) *Sens de l'équilibre.* — Ce sont les trois canaux semi-circulaires de l'oreille interne qui fournissent au cerveau les sensations d'équilibre. Ces canaux et la poche commune dont ils sont issus, sont remplis de liquide ; ils sont respectivement placés dans les plans d'un trièdre tri-rectangle d'arêtes O_z vertical, O_x horizontal vers l'avant, O_y horizontal transversalement (fig. 55). A l'extrémité de chacun d'eux, la paroi interne est tapissée de petits poils sensibles qui, lorsque le liquide est en repos relatif par rapport à la paroi, sont orientés perpendiculairement à celle-ci (schéma A). Qu'un mouvement de rotation suffisamment rapide déplace la tête autour de O_z (dans le sens O_y vers O_x par exemple), en raison de son inertie le liquide ne suit pas instantanément le déplacement du canal III et son écoulement relatif

a pour effet d'incurver les poils sensibles (schéma B) : ce phénomène est à l'origine de la perception de rotation. Il est bien évident qu'une rotation autour d'un axe quelconque intéresserait par ses composantes

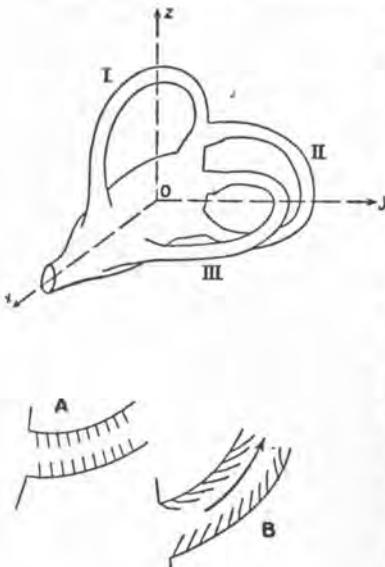


Fig. 55

les trois canaux semi-circulaires, et qu'en effectuant la synthèse des renseignements fournis par chacun d'eux le cerveau percevrait le mouvement unique.

Bien que succinctes ces explications suffisent à mettre en évidence les imperfections de l'oreille interne ; la plus importante en ce qui concerne le P. S. V., réside dans son inaptitude à déceler les rotations très lentes : l'entraînement du liquide s'effectue en effet progressivement, sans que son inertie puisse engen-

drer le déplacement relatif, source de la perception. Il y a deux autres cas de perception erronée fréquents en P. S. V. : lorsqu'une rotation est suffisamment rapide pour être perçue, le cerveau enregistre bien le démarrage, mais lorsqu'elle se prolonge d'une manière uniforme, le liquide parvient à un état d'équilibre relatif dans les canaux par le fait de l'entraînement et la perception cesse. Réciproque-

ment, l'arrêt brutal de la rotation provoque un écoulement du liquide par inertie et engendre la perception d'une rotation en sens opposé.

b) *Sens de l'accélération.* — Du fait de leur masse propre toutes les parties du corps humain accusent par une action sur les muscles les accélérations auxquelles on les soumet. Dans le cas du vol horizontal à vitesse constante, le pilote assis sur son siège n'éprouve aucune sensation inaccoutumée ; s'il amorce une ressource, la force centrifuge de l'accélération se superpose à son poids, et lui communique un effet d'alourdissement qui le plaque au siège ; l'amorce d'un piqué se traduit au contraire par un effet d'allégement.

La carence majeure de ce sens musculaire profond réside dans son incapacité à différencier les effets de la force de pesanteur de ceux d'une force centrifuge quelconque ; n'étant sensible qu'à leur résultante (plus d'ailleurs à son orientation qu'à sa grandeur), ce sens accuse la même perception dans toutes les situations de vol pour lesquelles la résultante a sensiblement la même orientation par rapport au corps. C'est ainsi notamment que la sensation d'alourdissement est identique dans un virage correct (bille au milieu) et dans une ressource. De même dans les trois cas suivants, dérapage en palier, glissade vers l'avant, mauvais virage (bille dans le trou), le pilote éprouve la sensation d'être chassé latéralement de son siège.

Les illusions sensorielles en P. S. V. — Au cours du vol tous les sens travaillent simultanément et le flot de sensations perçues conduit le cerveau à concevoir inconsciemment la situation de vol de l'avion. L'expérience prouve qu'en P. S. V. le pilote est souvent sujet à des illusions sensorielles dont on comprendra maintenant les causes :

1^o Impression d'être incliné, alors que l'avion est

horizontal : au cours d'un vol en atmosphère agitée, comme c'est fréquemment le cas dans les nuages, l'avion peut être brutalement incliné ; l'oreille interne perçoit le déplacement correspondant ; mais, si l'avion est bien équilibré, il reprend de lui-même son assiette correcte avec une lenteur suffisante pour que le mouvement de retour ne soit pas perçu ; le pilote conserve ensuite l'illusion que l'avion est toujours incliné ;

2^o Impression de virer alors que l'avion vole en palier : on sait qu'un virage, qu'il soit volontaire ou non, effectué à faible cadence n'est pas perçu par les sens (autres que la vue) ; son arrêt par contre peut être assez rapide pour incurver les poils sensitifs des canaux semi-circulaires et donner au pilote l'illusion qu'il amorce un virage en sens contraire ;

3^o Impression de cabrer ou de piquer au cours d'un vol en palier : en pénétrant dans un courant ascendant, l'avion subit une accélération vers le haut sans modification de son assiette ; le pilote se sent tassé sur le siège et son sens musculaire profond lui donne l'illusion de cabrer ; le phénomène inverse lui donne l'illusion de piquer lorsqu'il pénètre dans un courant descendant.

Des impressions plus complexes encore apparaissent lors d'évolutions plus rapides telles que les virages serrés, où le pilote va jusqu'à éprouver la sensation d'effectuer un looping.

L'absence de ces illusions sensorielles dans le pilotage à vue s'explique par le seul fait que la vue est un sens tellement précis et sûr que le cerveau, tout en enregistrant les autres sensations, élimine inconsciemment les erreurs dont elles peuvent être entachées. Dans la pratique d'ailleurs, le seul sens qui apporte une aide efficace à la vue est celui de

l'accélération parce qu'il permet un dosage de l'action sur les commandes, particulièrement dans les évolutions acrobatiques.

La confiance dans les instruments est une nécessité impérative du P. S. V. — En bref le pilote privé de la visibilité extérieure ne peut pas se fier à ses perceptions sensorielles pour connaître la situation de vol de l'avion. On peut même dire que, dans la mesure où il leur accorderait aveuglément crédit, ses sens deviendraient des ennemis redoutables qui le conduiraient inévitablement à des manœuvres inadéquates jusqu'à la perte de contrôle totale et la catastrophe finale. Il doit bien se convaincre en outre que le remède à cette carence ne peut venir en aucune façon de l'éducation des sens : la perception correcte des phénomènes leur est impossible parce que les erreurs auxquelles ils sont sujets sont inhérentes au principe même de leur fonctionnement et que ce mal est irrémédiable en soi. Le recours aux instruments est donc une nécessité impérative du P. S. V. Le débutant en P. S. V. sera frappé par la discordance entre les renseignements qu'ils lui fournissent et les sensations qu'il éprouve ; son instruction sera d'autant plus rapide qu'il aura assimilé et admis ces données fondamentales.

Ainsi l'éducation des sens pour le P. S. V. consiste essentiellement à savoir négliger, sans *contrainte mentale*, des sensations intuitives qui paraissent en contradiction avec les renseignements fournis par les instruments. Ceci implique toutefois une confiance absolue dans ces derniers ; il est souhaitable pour cela que le pilote connaisse le principe de leur fonctionnement, comprenant ainsi pourquoi ils ne sont pas assujettis aux anomalies sensorielles. Mais là n'est pas la seule raison de cette nécessité : aussi perfectionnés soient-ils, certains présentent en effet

des défauts dont il faut tenir compte, et presque tous ont des limites de fonctionnement qu'il convient de ne pas dépasser.

La technique du P. S. V. — Le pilote est d'abord instruit au sol sur un appareil appelé « link-trainer », constitué par une carlingue où sont montés tous les instruments de bord et les commandes. Par un mécanisme approprié, la manœuvre de ces dernières fait prendre aux instruments des indications iden-



Fig. 56. — Planche A 70

tiques à celles qu'ils occuperaient dans l'avion en vol sous l'effet de cette manœuvre. Par ce procédé, l'élève acquiert la gymnastique intellectuelle du P. S. V. Il effectue ensuite des vols sous capote, contrôlés par un moniteur, avant d'être autorisé à voler dans les nuages.

Le décollage et l'atterrissement sans visibilité font appel à des techniques relevant de la navigation et ne sont pas décrits ici. Le pilotage pur concerne la montée à cap constant, le vol en palier et les virages à altitude constante, la descente à cap constant. On a représenté figure 56 le schéma de la planche de bord A 70 où sont groupés tous les instruments de P. S. V., moins ceux concernant

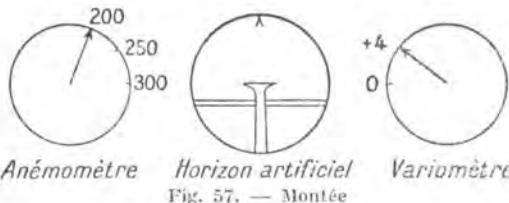


Fig. 57. — Montée

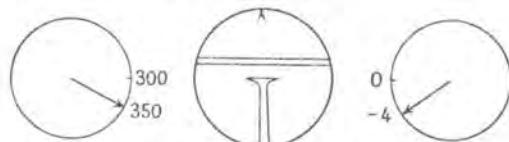


Fig. 58. — Descente (avec moteur)

la conduite du moteur, avec les indications qu'ils doivent donner dans le vol en palier. Les figures 57 et 58 représentent les indications normales du badin, de l'horizon et du variomètre en montée et en descente, la bille et l'aiguille devant être au zéro.

En P. S. V., les virages s'exécutent toujours à faible inclinaison. Le virage « standard » est celui

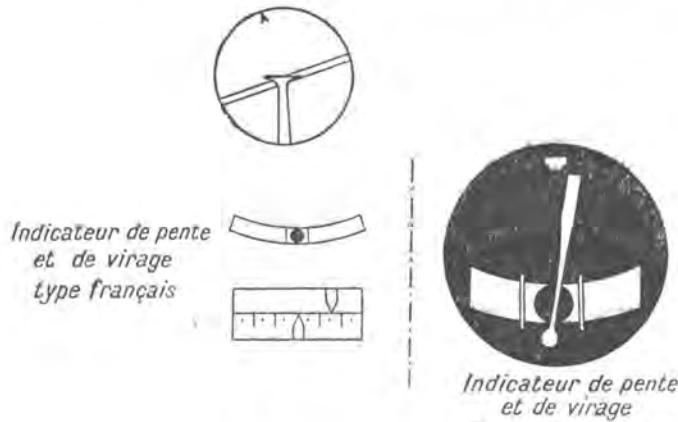


Fig. 59. — Virage correct

qui décrit 30° à la seconde, soit un tour complet en deux minutes. La figure 59 représente l'horizon, la bille et l'aiguille dans un virage à droite bien coordonné ; les figures 60 et 61 indiquent une glissade et un dérapage au cours d'un virage à gauche. On sait comment agir sur les commandes pour ramener la bille au milieu.

Un avion dont les flettner sont bien réglés vole pratiquement tout seul. Le P. S. V. ne présente pas

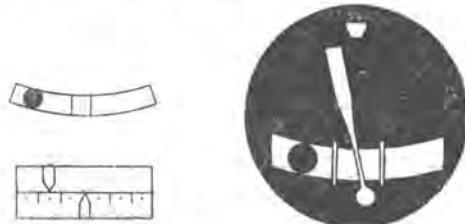


Fig. 60. — Glissade

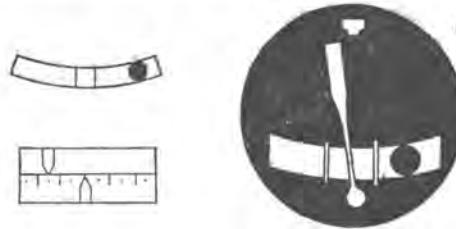


Fig. 61. — Dérapage

de difficultés majeures pour un pilote bien entraîné et ne doit plus être considéré aujourd'hui comme une cause d'insécurité.

Vol de nuit. — Le vol de nuit n'est qu'un cas particulier du P. S. V. ; seuls le décollage et l'atterrissement nécessitent un entraînement particulier. Au décollage, le pilote juge de l'assiette de l'avion et conserve l'orientation en se référant au balisage de la piste constitué par un alignement de lampes électriques placées sur les bordures de celle-ci.

La grande difficulté dans l'atterrissement réside dans l'exécution correcte de la prise de terrain car le pilote, appréciant mal son éloignement de la piste, éprouve de la gêne pour adopter une ligne de descente correcte ; c'est pourquoi d'ailleurs de nuit la présentation s'effectue en conservant un peu de moteur jusqu'à l'arrondi, ce qui donne un angle de descente moins fort que de jour, et augmente la sécurité des manœuvres correctives. La présentation est simplifiée lorsque la piste est dotée d'un indicateur de pente à feux : un faisceau jaune balise la ligne de descente correcte, vert au-dessus, rouge au-dessous (fig. 62) ; le pilote doit manœuvrer pour rester dans le jaune. A défaut de cet appareil, le pilote effectue sa présentation en se basant sur l'effet de perspective de l'alignement des lampes de piste.

Cet effet est également suffisant pour permettre l'achèvement de l'atterrissement proprement dit dans le noir complet ; on peut faciliter l'exécution de cette dernière phase en éclairant la piste soit à l'aide d'un phare au sol, soit à l'aide de phares de bord. Tout avion volant de nuit est muni de bombes éclairantes en prévision d'un atterrissage en campagne qui, suivant la nature du lieu survolé est une opération plus

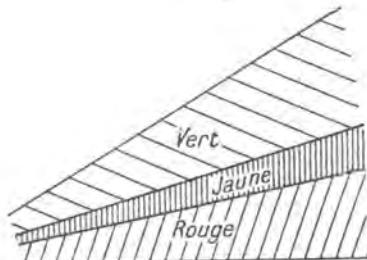


Fig. 62. — Vol de nuit : indicateur de pente

ou moins délicate, et à laquelle le saut en parachute, lorsqu'il est possible, est généralement préférable.

Le vol de nuit est très souvent facilité par la visibilité de la ligne d'horizon, repère qui ne suffit pas plus à piloter que dans le vol de jour, mais qui présente une grande sûreté de référence. Les autres repères visuels, comme les points lumineux du sol, les étoiles, peuvent au contraire être source de méprise grave de la part d'un pilote fatigué par un long vol par exemple ; en toute circonstance, les instruments restent les meilleurs gages de sécurité.

Avions lourds. — Les principes du pilotage s'appliquent à tout type d'avion conçu classiquement : il n'en reste pas moins que de grandes différences existent dans les règles d'emploi des divers types. Destinés au transport, les avions lourds ont une

masse élevée et de grandes dimensions : l'inertie étant leur caractéristique essentielle, ils répondent plus lentement à l'action des commandes qu'un avion léger, aussi ne leur impose-t-on que des évolutions de faible amplitude : virage à faible inclinaison, prise de terrain au moteur. Cette inertie leur confère une excellente stabilité de vol, et lorsque les flettner sont bien réglés ils volent pratiquement seuls. Parfaitemment adaptés au pilotage aux instruments, ces avions offrent le maximum de sécurité en P. S. V., en vol de nuit, sécurité encore accrue par la présence de plusieurs moteurs dont une partie peut « lâcher » sans interrompre le vol.

Une des principales servitudes de l'avion lourd est la longueur des pistes qu'il exige ; cette exigence est moindre à l'atterrissement, grâce à l'emploi de dispositifs hypersustentateurs et des freins, qu'au décollage ; c'est pourquoi on généralise actuellement l'installation de propulseurs auxiliaires, du type « fusée », destinés à assister le décollage en donnant une poussée supplémentaire pendant vingt secondes environ.

Signalons enfin à propos de l'avion destiné au transport une donnée capitale pour la sécurité : le centrage. On sait en effet (p. 48) que la stabilité du vol n'est possible qu'entre des limites avant et arrière de centrage nettement définies. A l'intérieur de ces limites, il existe une plage qui correspond aux conditions optimum de pilotage. Lorsque le centrage se rapproche de la limite avant, les gouvernes ne permettent plus de faire cabrer l'avion jusqu'au C_z maximum, et le pilote est obligé d'atterrir vite : l'appareil est désagréable à piloter, mais il n'est pas dangereux. Avec un centrage qui se rapproche de la limite arrière, l'appareil est par contre très maniable aux faibles vitesses, mais il suffit d'une inattention du pilote pour que sa tendance à cabrer le

mette en perte de vitesse : il devient extrêmement dangereux. On comprend pourquoi l'établissement et le respect d'un « plan de chargement » préétudié constituent un impératif, même lorsque le poids embarqué est inférieur au poids total transportable.

Le pilotage automatique. — Etape vers l'avion « robot » piloté à distance, décollage et atterrissage compris, le pilote automatique répond au désir d'alléger la tâche du pilote au cours des vols de longue durée, d'obtenir une meilleure précision pour la navigation et pour l'exécution de certaines missions telles que bombardement et prises de photo. Il est entièrement automatique lorsqu'il actionne à la fois les trois gouvernes et le moteur ; mais généralement il ne réalise que la première fonction, le pilote conservant la conduite du moteur.

Piloter, c'est agir sur les gouvernes en fonction de données qui sont d'une part les écarts entre les positions correctes et les positions réelles, d'autre part les vitesses angulaires autour des axes de stabilité. Schématiquement (fig. 63), le pilote automatique comporte :

1^o des détecteurs, instruments gyroscopiques qui mesurent les écarts et les vitesses angulaires ; 2^o un dispositif d'asservissement qui transforme les indications des détecteurs en ordres communiqués aux organes suivants ; 3^o des servomoteurs, dispositifs soit électriques, soit à air ou à huile comprimé, qui actionnent les gouvernes par un système articulé tige T, bielle B.

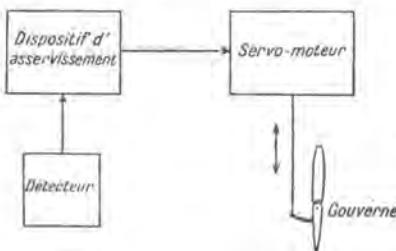


Fig. 63. — Pilote automatique

CHAPITRE X

LES VITESSES SONIQUES

Augmenter la vitesse fut toujours le principal de l'effort des aérodynamiciens. Lorsque la seconde guerre mondiale éclata, le groupe motopropulseur semblait trop près des limites de sa perfectibilité pour laisser entrevoir une amélioration sensible des performances réalisées à l'époque. Or voici que le moteur à réaction et la fusée, avec leur énorme poussée, faisaient naître l'espoir d'un important gain de vitesse. Et cependant la plage des 1.000 km/h, rapidement atteinte, semble aujourd'hui difficile à franchir.

A ces vitesses élevées, l'hypothèse de base de l'assimilation de l'air à un fluide incompressible n'est plus valable ; en effet les filets d'air sont soumis, au moment de leur passage sur l'extrados, à des variations de pression qui croissent comme V^2 , les variations de volume corrélatives deviennent importantes, et l'explication des phénomènes exige alors que l'on tienne compte de cette « compressibilité » de l'air.

Nombre de mach. — Dans un fluide compressible, les variations de pression se propagent avec la même célérité que le son. Si donc on veut étudier sur une maquette en soufflerie, le comportement aérodynamique d'une aile, d'un avion à grande vitesse, il est bien évident que la loi de similitude des essais doit faire intervenir le nouveau facteur qu'est la vitesse du son, désignée par la lettre a . De même que la viscosité a conduit à fixer comme loi de similitude

aux vitesses modérées la constance d'un monôme de dimensions nulles, le nombre de Reynolds, de même la compressibilité impose la constance d'un monôme de dimensions nulles faisant intervenir a .

Le plus simple est le rapport $\frac{V}{a}$, que l'on appelle « Nombre de Mach ».

En définitive, comme les phénomènes de viscosité subsistent à toutes les vitesses, un essai en soufflerie n'est semblable à l'essai en vol que sous la double condition de l'égalité des nombres de Reynolds et des nombres de Mach. Pratiquement on ne peut satisfaire aux deux à la fois, c'est pourquoi on se contente de réaliser l'égalité des nombres de Mach aux très grandes vitesses, parce qu'alors les effets de compressibilité prédominent nettement.

Dans l'air la vitesse du son est de 1.225 km/h au niveau de la mer à 15°, elle est pratiquement indépendante de la pression, mais croît proportionnellement à la racine carrée de la température absolue (\sqrt{T}) ; elle décroît donc en altitude corrélativement à la diminution de la température.

Formation d'ondes de choc. — Si une aile est placée dans un courant d'air à très grande vitesse



Fig. 64. — Les vitesses soniques

(V légèrement inférieure à a) les filets passant sur l'extrados s'accélèrent, atteignent la vitesse du son en un point S , la dépassent au-delà.

Mais tandis que le passage des vitesses subsoniques aux vitesses supersoniques s'effectuent d'une manière continue, des discontinuités apparaissent dans la transition inverse : le long d'une surface C dite

« onde de choc » l'écoulement supersonique devient brutalement subsonique et turbulent (fig. 64). Cette onde de choc exerce une forte pression sur la couche limite qui, de ce fait, s'épaissit considérablement en aval ; cette altération de la couche limite, conséquence des phénomènes de compressibilité, modifie profondément les caractéristiques de l'aile.

Les effets de la compressibilité. — Ces effets apparaissent lorsque l'avion vole à une vitesse V_c pour laquelle l'écoulement de l'air autour de l'aile atteint la vitesse du son en un seul point. Le nombre de

Mach correspondant $M_c = \frac{V_c}{a}$ est appelé « Nombre de Mach critique » ; dès que ce nombre, qui oscille autour de 0,8, est dépassé, on entre dans le domaine des vitesses transsoniques et les effets de la compressibilité s'accentuent brutalement ; ce sont :

- Accroissement extraordinairement rapide de la traînée ; l'air semble vouloir s'opposer au moindre accroissement de vitesse de l'avion ; de là l'évocation d'un obstacle compact, consacrée par les expressions « mur de traînée », « barrière sonique », « mur sonique », etc. ;
- Diminution de la portance corrélativement à une augmentation de vitesse ;
- Variations désordonnées du coefficient de moment longitudinal (C_m), qui généralement devient de plus en plus piqueur ;
- Diminution d'efficacité des gouvernes qui se trouvent placées dans des zones d'écoulement de plus en plus perturbé ;
- Effets divers, encore mal connus, tels que : vibrations, distorsion de la cellule, échauffement par suite du frottement de l'air, etc.

Le pilotage aux vitesses transsoniques. — Non encore confirmé par l'expérience, le pilotage aux vitesses transsoniques demeure toujours une entreprise hasardeuse. Pour lutter contre l'effet *b*), le pilote devrait accroître l'incidence, c'est-à-dire tirer sur le manche pour maintenir le vol horizontal lorsque la vitesse croît : cette règle est diamétralement opposée à celle qui régit le pilotage subsonique. Les effets *c*) et *d*) se contrarient en ce sens que plus l'avion devient lourd du nez, moins le pilote peut s'opposer à sa tendance à piquer puisque les gouvernes perdent de leur efficacité ; il est à redouter dans ces conditions que le pilote ne puisse plus conserver le contrôle de la stabilité longitudinale.

Nous n'aborderons pas ici les différents procédés (adaptation de la forme de l'aile, aspiration et soufflage de la couche limite, aile en flèche, etc.) par lesquels les ingénieurs espèrent reculer l'apparition de ces fâcheux effets, car on ne voit toujours pas comment s'y soustraire complètement. Les vues d'avenir seraient de franchir le plus rapidement possible la zone des vitesses transsoniques (nombre de Mach compris entre 0,8 et 1,2), pour la traversée de laquelle la conduite de l'avion échapperait au pilote (dispositifs automatiques), afin de tomber dans la zone des vitesses supersoniques où le pilotage obéirait à nouveau à des lois simples.

Pour rester dans le domaine des réalités actuelles, il est essentiel que le pilote n'atteigne pas les vitesses où les phénomènes de compressibilité puissent avoir des conséquences dangereuses. A cet effet le badin comporte une aiguille rouge qui indique la vitesse à ne pas dépasser, laquelle correspond sensiblement au nombre de Mach critique, soit $V_{\max.} = M_c \times a$; cette aiguille se déplace en altitude sous l'effet d'un

dispositif altimétrique pour tenir compte des indications de l'anémomètre qui ne donne pas la vitesse réelle V , mais $V \sqrt{\delta}$. Comme de plus la vitesse du son a varie avec la température on fait subir à $V_{\max.}$ un second correctif en altitude en considérant que la température est celle définie dans l'atmosphère standard. L'aiguille rouge constitue en définitive un indicateur de vitesse maximum de sécurité valable à toute altitude.

En outre les avions à réaction sont équipés de volets spéciaux placés au bord de fuite ou sur le fuselage ; ces volets fournissent une traînée supplémentaire, mais ne modifient en rien la stabilité de l'avion, les qualités des gouvernes, la maniabilité, et n'introduisent pas de couple piqueur ou cabreur ; véritables « freins aérodynamiques », d'un emploi très souple, ils donnent aux pilotes la possibilité de réduire rapidement la vitesse lorsque celle-ci atteint la valeur critique. Ils permettent de plus d'effectuer des piqués tout en maintenant une vitesse acceptable, de voler à faible vitesse par mauvais temps sans réduire exagérément les turbo-réacteurs.

Enfin les avions expérimentaux sont dotés d'un « Machmètre », instrument conçu sur le même principe que l'indicateur de vitesse maximum par la combinaison d'un anémomètre et d'un altimètre, et qui donne à tout instant le nombre de Mach auquel vole l'appareil.

La matière ne manque pas dans le domaine aéronautique pour la recherche, la conception, la réalisation et l'exécution.

TABLE DES MATIÈRES

	PAGES
INTRODUCTION	5

PREMIÈRE PARTIE

LES DONNÉES DU PILOTAGE SON ASPECT SCIENTIFIQUE SES MOYENS TECHNIQUES

CHAPITRE PREMIER. — Mécanique du vol	11
CHAPITRE II. — Explications physiques	23
CHAPITRE III. — Stabilité du vol	37
CHAPITRE IV. — Les moyens techniques du pilotage : Les gouvernes de l'avion.....	55
CHAPITRE V. — Les moyens de contrôle du pilotage : Les instruments fondamentaux.....	64

DEUXIÈME PARTIE

LA TECHNIQUE DU PILOTAGE

CHAPITRE VI. — Les manœuvres classiques du pilotage	76
CHAPITRE VII. — La voltige aérienne. — Les manœuvres de sécurité	91
CHAPITRE VIII. — L'avion moderne	100
CHAPITRE IX. — P. S. V. — Vol de nuit. — Avions lourds.....	110
CHAPITRE X. — Les vitesses soniques	123

128. La littérature du siècle philosophique.	170. La philos. française
129. La diplomatie française.	171. Les climats et l'organisme humain.
130. Les étapes de la mécanique.	172. Les étapes de l'aviation.
131. L'orfèvrerie.	173. Les alliages métalliques.
132. La vie au moyen âge	174. La photographie et ses applications.
133. Physiog. du sport	175. L'électron et son utilisation industrielle
134. Les techniques de la métallurgie.	176. Les noms de lieux.
135. Les estampes.	177. Histoire du ballet.
136. Le caoutchouc.	178. Les régimes alimentaires.
137. Hist. de la justice.	179. L'économie de l'U. R. S. S.
138. Les messages de nos sens.	180. Histoire du syndicalisme français.
139. Le café.	181. Le moteur vivant.
140. Hist. de la Suisse.	182. Les grands problèmes de l'économie contemporaine.
141. L'origine des espèces.	183. Hist. de l'U. R. S. S.
142. La Révolution française.	184. La physique de la vie.
143. Forêts vierges et bois coloniaux.	185. Les civilisations anciennes du Proche-Orient.
144. Histoire de l'Auvergne.	186. Histoire de l'Allemagne.
145. La littérature française du Moyen Age.	187. L'urbanisme.
146. Les races humaines.	188. La psycho-physiologie humaine.
147. Histoire de la Bretagne.	189. L'anal. chimique.
148. La population.	190. Les Jacobins.
149. Histoire de la Provence.	191. L'économie française dans le monde.
150. Les grands exploiteurs.	192. La chasse en plaine et au bois.
151. Hist. de la Savoie.	193. Le charbon.
152. La vie des aveugles.	194. Le sang.
153. L'affiche.	195. Le droit romain.
154. Les alcaloïdes et les plantes alcaloïfères.	196. Techn. de la danse.
155. L'unité française.	197. Géographie sociale du monde.
156. La littérature du siècle romantique.	198. Histoire du calcul.
157. Les Croisades.	199. Les pêches maritimes.
158. Le pétrole.	200. Histoire des postes jusqu'à la révolution.
159. La littér. anglaise.	201. Génèse de la flore terrestre.
160. Hist. du théâtre.	202. Les singes anthropoides.
161. L'occultisme devant la science.	203. Le calendrier.
162. Les constitutions de la France.	204. Les procédés modernes de construction.
163. La chimie des êtres vivants.	205. La chaleur animale.
164. Hist. du travail.	206. Hist. des Gaulois.
165. Les étapes de l'astronomie.	207. La chimie générale.
166. La médecine du travail.	208. Les vins de France.
167. Les étapes de la langue française.	209. La papauté contemporaine.
168. La numismatique antique.	210. L'intelligence.
169. Les avions.	211. Jeanne d'Arc.
	212. Géographie agricole du monde.
	213. Le peuple des termites.
	214. Les stations de radiodiffusion.
	215. La sélect. animale.
	216. Les orig. de Rome.
	217. Séismes et volcans.
	218. La psychologie appliquée.
	219. La sélection végétale.
	220. Le secret des coul.
	221. Psychoses et névroses.
	222. Hist. de l'Autriche.
	223. L'économie des Etats-Unis.
	224. Les grandes migrations.
	225. Les étapes de la logique.
	226. Les pays légendaires.
	227. La littér. grecque.
	228. Hist. du Dauphiné.
	229. Les eaux minérales et l'organisme humain.
	230. Le soleil et son rayonnement.
	231. La vie dans la Grèce classique.
	232. Hist. du Canada.
	233. La vie dans les eaux douces.
	234. Les corps gras.
	235. Les noms de personnes.
	236. La mort.
	237. Les fruits coloniaux.
	238. L'éduc. physique.
	239. L'industrie du gaz.
	240. Catalyse et catalyseurs.
	241. Histoire des noirs d'Afrique.
	242. La vie rurale en France.
	243. Electricité, magnétisme.
	244. Les mesures physiques.
	245. Médicaments et médications.
	246. Géographie industrielle du monde.
	247. L'Egypte ancienne.
	248. Hist. de la Russie des origines à 1917.
	249. Le chauffage des habitations.
	250. La philos. antique.
	251. Le téléphone.
	252. La douleur.
	253. L'existentialisme.
	254. Hist. du scoutisme.
	255. Hist. de l'Alsace.



que sais-je?

Collection dirigée par Paul Angoulvent

Catalogue de la collection (suite)

256. La graphologie.	287. La physiologie végétale.	321. La chasse en montagne, au marais et en mer.
257. Hist. de la police.	288. Le chant choral.	322. Les sentiments.
258. Cuirs et peaux.	289. Les régimes politiques.	323. Les phénomènes vibratoires.
259. Poudres et explosifs.	290. La littérature russe.	324. Langue et littérature d'oc.
260. Histoire des postes depuis la Révolution.	291. Matière, électricité, énergie.	325. Les sports de la montagne.
261. La chaleur.	292. Babylone.	326. La première guerre mondiale.
262. Hist. de la Corse.	293. Le son.	327. La littérature latine.
263. Le piano.	294. La sécurité sociale.	328. L'économie de l'Europe centrale slave et danubienne.
264. Le verre.	295. La Révolution de 1848.	329. L'économie planifiée.
265. La seconde guerre mondiale.	296. La littér. chinoise.	330. La vie et la mort des étoiles.
266. L'eau.	297. Le crime.	331. Le clavecin.
267. Les instruments à vent.	298. Hist. de l'armée.	332. Histoire du Poitou.
268. Histoire de la Franche-Comté.	299. La découverte des mers.	333. Physiologie de la conscience.
269. Les origines de la bourgeoisie.	300. Le marxisme.	334. Hist. du Commonwealth britannique.
270. Vie et mort des mots.	301. Hist. de l'armement.	335. Les télécommunications.
271. Origine des animaux domestiques.	302. La psychotechnique.	336. Le blason.
272. Les instruments du quatuor.	303. La question arabe.	337. Histoire du sport.
273. Histoire du timbre-poste.	304. Hist. des doctrines politiques en France.	338. Histoire des ordres religieux.
274. La publicité.	305. Le riz.	339. Le sel.
275. Hist. de l'Espagne.	306. Psychologie militaire.	340. Carthage.
276. L'orgue.	307. Hist. diplomatique.	341. Les classes sociales.
277. Physionomie et caractère.	308. Histoire de la Chine moderne.	342. Histoire de la marine française.
278. L'opéra et l'opéronique.	309. Histoire de la mise en scène.	343. L'économie mondiale.
279. La civilisation de 1960.	310. Hist. de l'éducation.	344. Odeurs et parfums.
280. La cellule photoélectrique.	311. La mécanique ondulatoire.	345. La Renaissance.
281. La statistique.	312. Les plastiques.	346. L'éclairage.
282. Histoire de la Grande-Bretagne.	313. Géographie botanique.	347. Le siècle de Pétrarque.
283. L'économie de l'Europe centrale germanique.	314. Les Gallo-romains.	348. Le pilotage des avions.
284. La grande industrie chimique minérale.	315. Le capitalisme.	349. Le travail ouvrier.
285. L'inconscient.	316. Les moteurs.	350. La mémoire.
286. Histoire de l'Italie.	317. L'énergie atomique.	