

Titre : L'aviation actuelle

Auteur : Toussaint, A.

Mots-clés : Aérodynamique ; Avions\*France\*1900-1945 ; Aéronautique\*Mesures de sécurité\*France\*1900-1945

Description : 1 vol. (VI-315 p.) ; 19 cm

Adresse : Paris : Librairie Félix Alcan, 1928

Cote de l'exemplaire : CNAM-BIB 12 Ca 203

URL permanente : <http://cnum.cnam.fr/redir?12CA203>

## **L'Aviation actuelle**



12° Ca 203.

# L'Aviation actuelle

Étude aérodynamique et essais  
des Avions

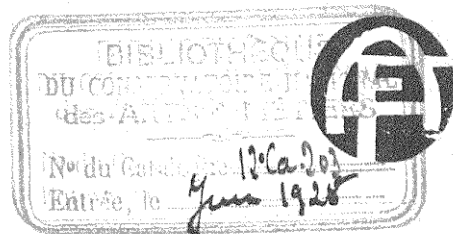
L'Aviation actuelle et la sécurité

PAR

A. TOUSSAINT

Directeur de l'Institut aérotechnique  
de Saint-Cyr l'École.

AVEC 99 FIGURES



PARIS

LIBRAIRIE FÉLIX ALCAN

108, BOULEVARD SAINT-GERMAIN, 108

1928



---

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

Nineteen hundred twenty eight,  
Copyright by Librairie Félix Alcan.

---

## PREFACE

---

L'aviation est bien jeune, mais possède déjà toute une technique. Dans les premiers temps la technique était fondée sur quelques principes généraux et sur les résultats de hardis essais; les expériences faites dans les laboratoires aérodynamiques ont donné de précieux renseignements qualitatifs et numériques, qui ont guidé l'évolution de la construction; d'ailleurs la science difficile de l'aérodynamique s'est développée, et d'un heureux concours entre les indications de la théorie et les résultats de l'expérience sont sorties des conceptions et des formules qui fournissent une aide de plus en plus précise aux ingénieurs de l'Aéronautique.

Lorsqu'a été établie il y a quelques années une nouvelle édition de l'Aviation de Paul Painlevé et Émile Borel, que les auteurs avaient bien voulu me demander de remanier en tenant compte des progrès de la locomotion.



#### PRÉFACE

tion aérienne, il a semblé qu'il convenait de conserver à cet ouvrage le caractère de généralité que lui avaient donné ses auteurs, et le directeur de la nouvelle Collection scientifique, M. Émile Borel, avait demandé à M. Toussaint d'écrire pour cette collection un autre livre qui présenterait de manière approfondie l'état actuel de la technique de l'aviation. C'est ce livre qui paraît aujourd'hui. M. Toussaint, très pris par ses travaux et par la direction d'un important laboratoire aérodynamique, n'a pu l'achever que récemment. Il n'y a pas lieu de regretter ce délai : pendant ces quelques années les applications de la théorie se sont étendues, la technique a progressé, les laboratoires ont beaucoup travaillé, accumulant des données nouvelles, et l'on peut présenter maintenant une vue d'ensemble plus complète que cela n'eût été possible il y a quelques années.

M. Toussaint était particulièrement qualifié pour le faire : il dirige l'Institut Aérotechnique de Saint-Cyr, fondé par Henri Deutsch de la Meurthe, et qui, par accord entre l'Université de Paris et le Service Technique de l'Aéronautique, participe aux travaux scientifiques et aux essais de toutes sortes auxquels ce Service accorde, à juste titre, une importance primordiale; il a eu



l'occasion dans l'enseignement qu'il donne à la Sorbonne comme collaborateur des chaires d'Aviation et de Mécanique des fluides, d'exposer en grande partie les problèmes traités dans son livre; il est aussi le président du Comité Technique chargé, à l'Office National des Recherches et Inventions, de l'examen des inventions nouvelles concernant l'aviation.

Le directeur de la Collection, les éditeurs et l'auteur m'ont fait l'honneur de me demander d'écrire quelques mots en tête de ce petit livre. Je dois m'excuser d'avoir accepté, car je ne m'occupe plus d'aviation que de manière assez indirecte. Mais j'ai eu grand plaisir à raviver le souvenir excellent des années pendant lesquelles M. Toussaint et moi avons travaillé à la création de l'Institut Aérotechnique et au développement des méthodes d'expérimentation appliquées à l'aviation. Je suis heureux aussi d'avoir l'occasion d'exprimer un vœu : c'est que l'aviation apporte une aide de plus en plus grande à l'étude de l'atmosphère.

On observe en un grand nombre de points, à la surface de la terre, les propriétés météorologiques et électriques de l'atmosphère. Mais pour avancer dans la connaissance de ces propriétés, il faut étendre les mesures aux

#### PRÉFACE

régions élevées. Il existe d'excellents observatoires de montagne, mais ils sont fixes et répartis de manière irrégulière, et les phénomènes (d'ailleurs extrêmement intéressants) s'y présentent dans des conditions spéciales, qui dépendent du relief avoisinant. A ces observations il faudrait en ajouter de très nombreuses dans l'atmosphère libre, assez loin du sol pour que l'influence des accidents du relief soit amortie ; l'étude détaillée de l'atmosphère libre est nécessaire au progrès de la météorologie dynamique et électrique. On obtient il est vrai de précieux renseignements avec les ballons sondes munis d'appareils enregistreurs et il a été fait déjà de très intéressantes observations en ballon monté ou en avion. Mais je crois qu'il serait possible et très important de généraliser les mesures météorologiques et électriques en avion, de perfectionner et de multiplier l'*avion-observatoire*. Cette application de l'aviation à la recherche scientifique serait d'ailleurs très favorable au développement de l'aviation elle-même, car une meilleure connaissance de l'atmosphère contribuerait certainement au progrès de la navigation aérienne.

Ch. MAURAIN,

Doyen de la Faculté des Sciences de Paris.

---

Les formes et les performances des avions actuels sont en relation directe avec les progrès réalisés en aérodynamique. La diminution des résistances à l'avancement, le perfectionnement des voilures sustentatrices dans la forme du profil et dans les proportions générales, l'étude des organes de stabilité et de propulsion sont les directives générales qui président à la conception de l'avion. Nous avons donné aux chapitres I et II qui traitent de ces questions une ampleur suffisante en vue de faire connaître tout ce qui doit contribuer à la solution aérodynamique la plus rationnelle.

La dernière étape en ce problème réside inéluctablement dans l'expérimentation au Laboratoire aérodynamique et à l'aérodrome. Le chapitre III traite de ces essais dont la technique opératoire est en progrès continu.



## INTRODUCTION

L'exposé didactique (chap. iv) sur l'aviation actuelle laisse une large place à l'aviation militaire qui synthétise les progrès de l'industrie aéronautique dans sa magnifique évolution. Nous avons également traité à ce propos de l'augmentation des performances de montée et de vitesse par l'emploi de moteurs suralimentés et des conséquences possibles pour une aviation future.

Enfin nous avons consacré le chapitre v à l'exposé des problèmes d'aérotechnique concernant spécialement la sécurité. Cette importante question doit également constituer une des directives de conception d'un avion nouveau.

Nous souhaitons que ce travail de sélection parmi la quantité considérable de documents et de résultats concernant l'aviation actuelle, soit utile à tous ceux qui s'intéressent aux progrès de l'aviation.

## ÉTUDE AÉRODYNAMIQUE DE L'AVION

a) Généralités. Objet de l'étude. — L'étude aérodynamique de l'avion a pour but la recherche des formes et proportions à donner aux divers éléments constitutifs, à l'état isolé et dans les ensembles, pour l'obtention des meilleures qualités de sustentation (envol, montée, atterrissage), de pénétration (vitesses horizontales), de stabilité, de manœuvrabilité, de contrôlabilité (sécurité). L'amélioration du *rendement* de l'avion et l'augmentation de la *sécurité* de vol sont donc directement liées à cette étude.

L'ingénieur qui établit un projet d'avion nouveau a besoin de connaître non seulement : les caractéristiques aérodynamiques des formes d'éléments qu'il envisage d'adopter, mais encore : l'évolution de ces caractéristiques avec les modifications de forme qui peuvent s'imposer du fait des exigences de construction. La solution définitive à l'étude d'une machine aérienne est toujours un compromis entre des exigences plus ou moins contradictoires, mais en fait on peut dire que la solution la plus rationnelle sera toujours obtenue en satisfaisant aux exigences de robustesse, d'aménagement, d'armement, d'équipement, etc, imposées par les programmes, avec des disposi-



#### L'AVIATION ACTUELLE

tions ayant, par ailleurs, les meilleures caractéristiques aérodynamiques.

Les connaissances nécessaires pour mener à bien cette étude constituent une des parties les plus importantes de la Technique Aéronautique moderne : c'est en quelque sorte « l'Aérodynamique appliquée ». Avant la guerre 1914-1918 cette science se réduisait presque uniquement à l'ensemble des résultats expérimentaux obtenus dans les Laboratoires aérodynamiques. Pendant la guerre et durant ces quelques années l'aérodynamique théorique a fait de notables progrès. Il en résulte que l'ingénieur d'aéronautique a maintenant la possibilité de calculer et discuter, *a priori*, un grand nombre des formes et proportions à donner aux principaux éléments des avions. Par ailleurs les travaux continuels et intensifiés effectués dans les laboratoires aérodynamiques ont maintenu à jour et complété la documentation expérimentale à laquelle il est indispensable de recourir.

Nous nous proposons dans ce premier chapitre de faire un exposé succinct, mais assez complet cependant, des connaissances d'aérodynamique appliquée qui sont indispensables à l'étude aérodynamique de l'avion.

Nous subdiviserons cette étude en deux parties principales :

1° L'étude aérodynamique des éléments à l'état isolé ;

2° L'étude aérodynamique des ensembles d'éléments.

L'étude des éléments à l'état isolé permet de définir les caractéristiques aérodynamiques fondamentales de ces éléments.

## ÉTUDE AÉRODYNAMIQUE DE L'AVION

L'étude des ensembles d'éléments, juxtaposés ou superposés, fait connaître les influences ou *interactions* que les éléments exercent les uns sur les autres.

L'étude aérodynamique des éléments de l'avion à l'état isolé comprendra :

- a) L'étude des éléments non sustentateurs ;
- b) L'étude des éléments sustentateurs ;
- c) L'étude des éléments ou organes de stabilité et de manœuvrabilité ;
- d) L'étude des éléments ou organes propulseurs.

Les éléments non sustentateurs sont ceux qui ne donnent, en général, aucune réaction verticale appréciable.

Leur résistance aérodynamique est donc presque uniquement une *résistance à l'avancement*. L'ensemble des résistances des éléments non sustentateurs constitue les *résistances passives* de l'avion. D'après ce qui précède ces éléments seront principalement : les fuselages, les coques, les trains d'atterrissage, les flotteurs, les armatures : haubans et montants, les accessoires divers tels que : radiateurs, réservoirs, groupes moteurs, équipements, etc.

On comprend parfois dans les résistances passives d'un avion les résistances à l'avancement des organes de stabilité dont l'effet sustentateur est nul ou faible.

Le but de l'étude aérodynamique sera de réduire au minimum la valeur de toutes ces résistances passives.

Les éléments sustentateurs sont ceux qui, dans le mouvement relatif de l'avion par rapport à l'air, fournissent une réaction verticale suscepti-

ble d'équilibrer le poids total de l'avion. Ces organes sont constitués par les surfaces portantes qui sont des ailes monoplanes ou multiplanes.

La réaction sustentatrice ou « réaction utile » s'accompagne toujours d'une résistance à l'avancement qui est en quelque sorte le prix de la sustentation. C'est pourquoi ces résistances s'appellent parfois *résistances actives* pour les distinguer des résistances passives mentionnées plus haut. Par des formes et par des proportions appropriées on peut faire en sorte que la résistance à l'avancement des organes sustentateurs soit la plus petite possible, pour une sustentation donnée. C'est là un des buts principaux de l'étude aérodynamique de l'avion.

Les organes de stabilité sont ceux qui fournissent des réactions verticales ou horizontales, de grandeur relativement faible, mais qui, agissant à une distance importante du centre de gravité, peuvent changer l'attitude de l'avion sur sa trajectoire. Ces organes sont constitués par les empennages horizontaux et verticaux et par les ailerons de gauchissement. Les réactions verticales qui se développent sur l'empennage horizontal et sur les portions d'ailes du fait des ailerons, sont faibles et s'exercent tantôt dans un sens tantôt dans l'autre. Elles peuvent être négligées pour leur effet réellement sustentateur. On conçoit néanmoins que, par l'intermédiaire d'un « bras de levier » important, ces petites réactions puissent produire un « moment » ou « couple » appréciable par rapport au centre de gravité de l'avion. C'est ce « moment » qui provoquera les rotations de l'avion autour du centre de gravité et qui permettra de maintenir ou de modi-

fier la position d'équilibre de l'avion sur sa trajectoire. Il en est de même pour les réactions horizontales transversales qui se développent sur l'empennage vertical. Les organes de stabilité sont donc aussi des organes de manœuvrabilité.

Les organes propulseurs sont ceux qui, dans le mouvement relatif de l'avion par rapport à l'air, fournissent des réactions susceptibles d'équilibrer l'ensemble des résistances à l'avancement actives et passives. Ces propulseurs sont des hélices actionnées par le ou les moteurs de l'avion. Elles transforment l'énergie mécanique des moteurs en une *puissance utile* qui est égale au produit des réactions propulsives par la vitesse relative de l'avion par rapport à l'air (vitesse aérodynamique de l'avion). Cette transformation d'énergie se fait, comme toujours, avec une certaine perte et le rapport de la puissance utile fournie par les propulseurs à la puissance totale des moteurs est plus petit que l'unité. Ce rapport caractérise le *rendement* des propulseurs. L'étude aérodynamique des organes propulseurs a pour but essentiel de déterminer l'hélice qui s'adapte bien à la puissance du moteur et qui, dans ces conditions, fournit pour l'avion en vol le maximum de réaction propulsive, c'est-à-dire fonctionne avec le meilleur rendement.

*Remarque.* — On sait que : si la puissance utile fournie par l'hélice devient supérieure à la puissance absorbée par les résistances à l'avancement, l'excès de la puissance utile provoquera la montée de l'avion.

L'étude des ensembles d'éléments d'avions comprendra :

- a) L'étude de l'ensemble : aile + fuselage;

#### L'AVIATION ACTUELLE

b) L'étude de l'ensemble : aile + fuselage + empennages ;

c) L'étude de l'avion complet.

L'ensemble (aile + fuselage) et par extension (aile + éléments non sustentateurs) montrera les interactions, parfois considérables, qui se produisent entre les organes sustentateurs et les organes de résistances passives.

Cette étude conduit, en définitive, à celle de l'avion-planeur non empenné.

L'étude de l'avion-planeur empenné correspond alors aux ensembles (b). Elle montrera les interactions importantes entre les ailes et les empennages et le rôle effectif des empennages sur le planeur.

Enfin l'étude de l'avion complet montrera les interactions dues aux hélices sur les ailes, les fuselages et les empennages. Elle aboutit en définitive aux caractéristiques aérodynamiques de l'avion et permet le calcul des performances d'après les équations générales qui régissent le mouvement en régime de vol.

b) **Notations et définitions.** — Nous utiliserons principalement les notations et définitions normalisées par le « Règlement sur l'usage international des termes et symboles employés en technique aéronautique ». Pour ce qui concerne l'étude aérodynamique de l'avion, nous rappellerons de suite les principales notations suivantes :

La résistance aérodynamique d'un corps est caractérisée par un coefficient de résistance, ou résistance unitaire, défini comme suit :

F, étant la résultante générale des actions aérodynamiques (exprimée en kilogs),

V, étant la vitesse du mouvement relatif ou

## ÉTUDE AÉRODYNAMIQUE DE L'AVION

vitesse aérodynamique (exprimée en mètres par seconde).

$a$ , étant le poids spécifique de l'air (ou du fluide) (exprimé en kilogs par mètre cube),

$g$ , étant l'accélération de la pesanteur (exprimée en mètres par seconde  $= m/sec^2$ ).

$S$ , étant la surface caractéristique de l'élément, c'est-à-dire la section au maître-couple ou la surface portante (exprimée en mètres carrés), alors, le coefficient absolu de résistance aérodynamique sera :

$$C = \frac{F}{S \frac{aV^2}{2g}} .$$

Fréquemment, on désigne par

$$q = \frac{aV^2}{2g}$$

la pression dynamique ou pression vive due à la vitesse  $V$ .

On aura ainsi :

$$C = \frac{F}{Sq} .$$

Si la résultante générale  $F$  est projetée suivant trois axes rectangulaires  $OX$ ,  $OY$ ,  $OZ$  ; à chacune des composantes  $F_x$ ,  $F_y$ ,  $F_z$ , correspondra un coefficient unitaire  $C_x$ ,  $C_y$ ,  $C_z$  défini comme le coefficient de résultante, soit donc :

$$C_x = \frac{F_x}{Sq}, \quad C_y = \frac{F_y}{Sq}, \quad C_z = \frac{F_z}{Sq} .$$

La position et le sens positif des axes  $OX$ ,  $OY$ ,  $OZ$ , sera, en général, celui indiqué par la figure

#### L'AVIATION ACTUELLE

ci-contre, avec le sens positif des moments ou rotations correspondant à ces axes.

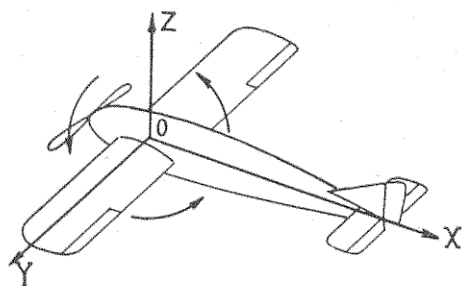


Fig. 1. — Axes de référence et sens positif des rotations et des moments autour des axes.

On définit, de même, un coefficient unitaire de moment  $C_m$  par la relation

$$C_m = \frac{M_A}{S q l}$$

dans laquelle :

$M_A$  est le moment de  $F$  par rapport à un point  $A$  (exprimé en mètres-kilogrammes).

$l$  est une longueur caractéristique de l'élément (corde de l'aile par exemple) (exprimée en mètres).

Ces coefficients unitaires  $C$ ,  $C_x$ ,  $C_y$ ,  $C_z$ ,  $C_m$  ainsi définis sont « sans dimensions » et seront numériquement les mêmes quelles que soient les unités adoptées pour exprimer les quantités qui servent à les calculer.

En ce qui concerne les organes propulseurs nous aurons à envisager la traction ou sustentation, le couple et la puissance absorbée et enfin le rendement propulsif.

$F$  étant la traction fournie par l'hélice (en kgs).

## ÉTUDE AÉRODYNAMIQUE DE L'AVION

C étant le couple absorbé (en  $m \times kgs$ ).

$P_m$  étant la puissance absorbée (en kilogrammètres/seconde).

D et  $n$  le diamètre et le nombre de tours par seconde, les coefficients caractéristiques d'un propulseur seront

$$\alpha_0 = \frac{F}{n^2 D^4}$$

$$\beta_0 = \frac{P_m}{n^3 D^5} = \frac{2\pi C}{n^2 D^5}$$

et le rendement propulsif

$$\eta = \frac{\alpha_0}{\beta_0} \left( \frac{V}{nD} \right) = \frac{\alpha_0}{\beta_0} \gamma$$

avec

$$\gamma = \frac{V}{nD}$$

Les coefficients  $\alpha_0$  et  $\beta_0$  sont alors proportionnels à la densité de l'air et on pourra les remplacer, pour le cas d'une densité relative  $\delta = \rho/\rho_0$ , par les coefficients :

$$\alpha = \alpha_0 \delta \quad \text{et} \quad \beta = \beta_0 \delta.$$

### § 1. — ÉTUDE DES ÉLÉMENTS NON SUSTENTATEURS OU DES RÉSISTANCES PASSIVES

Il ne suffit pas, comme nous l'avons déjà dit, de connaître la résistance aérodynamique même d'un grand nombre de formes d'éléments. Il faut en outre : connaître ou pressentir l'évolution de cette résistance aérodynamique avec les modifications de ces formes. Ceci nous amène à étendre un peu l'exposé de cette étude des résistances passives en indiquant les causes générales qui produisent la résistance aérodynamique.



## a) Les causes de la résistance aérodynamique.

— Considérons une plaque plane et mince, un disque circulaire par exemple, disposée normalement à un courant d'air (fig. 2). Par expérience nous verrons qu'elle subira de la part de ce courant d'air une résistance, dirigée dans le sens du courant. En la mesurant, on trouverait que la grandeur de cette résistance est propor-

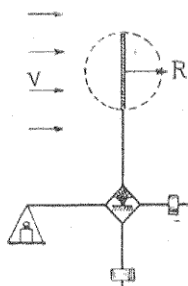


Fig. 2. — Disque circulaire normal au courant d'air de vitesse  $V$ .  
 $R$  = Résistance aérodynamique globale.

tionnelle à la surface  $S$  de la plaque et au carré  $V^2$  de la vitesse du courant. En étudiant les faits d'une manière plus approfondie, nous verrons que sur la face avant du disque, les chocs, les changements de direction et de vitesse des particules fluides ont fait naître une augmentation de pression. Cette surpression dynamique s'étend assez régulièrement sur toute cette face antérieure et s'annule rapidement vers la périphérie de la plaque.

Les particules d'air qui ont été arrêtées par la plaque et qui glissent dans toutes les directions sur la face avant, échappent, sur la zone périphérique, à la contrainte que leur impose la plaque.

## ÉTUDE AÉRODYNAMIQUE DE L'AVION

Elles suivent alors, en arrière de celle-ci, des trajectoires plus ou moins irrégulières, certaines étant entraînées dans des mouvements tourbillonnaires d'où elles s'échappent finalement quand d'autres viennent les y remplacer. Les trajectoires rectilignes régulières ne se retrouveront que très loin en arrière de l'obstacle. On dit couramment qu'il s'est produit sur la périphérie de la plaque un *décollement* général des filets fluides. Ceux-ci auraient dû, théoriquement (pour un fluide idéal sans viscosité interne et incompressible) contourner la plaque et suivre en arrière des trajectoires symétriques de celles qu'on observe en amont. La théorie montre qu'alors la résistance de l'air sur la plaque eût été nulle, par suite de l'équilibre des pressions dynamiques sur les deux faces de la plaque.

Mais, dans les fluides réels, du fait de la visco-

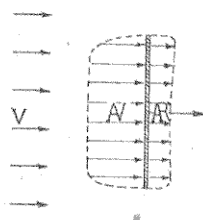


Fig. 3. — Répartition des pressions dynamiques sur le disque circulaire.

AV = Zone des surpressions sur la face « avant ». — AR = Zone des dépressions sur la face « arrière ».

sité probablement, des décollements des filets fluides se sont produits à la périphérie du disque mince. L'expérience montre qu'il se produit, de ce fait, sur la face postérieure, un vide relatif, c'est-à-dire une zone de dépressions dynamiques.

Ces dépressions sont réparties à peu près uniformément sur toute l'aire de la face postérieure (fig. 3).

On vérifie enfin que l'effet totalisé des surpressions amont et des dépressions aval correspond effectivement à la résistance totale de la plaque.

Considérons maintenant (fig. 4) une plaque plane extrêmement mince disposée parallèlement

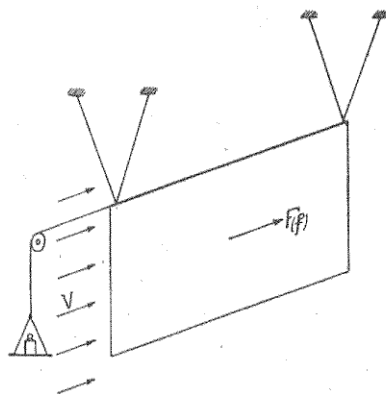


Fig. 4. — Mesure de la résistance due au frottement superficiel sur une plaque mince parallèle au courant d'air de vitesse  $V$ .

au courant d'air en la suspendant, par exemple, par des fils très fins, de résistance aérodynamique connue. L'expérience montre que dans ce cas il y a encore une résistance à l'avancement due à l'action du courant sur les faces latérales de la plaque mince. Cette résistance ne peut s'expliquer par les surpressions et par les dépressions dynamiques sur les bords antérieurs et postérieurs de la plaque, soit que celle-ci soit idéalement mince, soit qu'on ait éliminé l'action de ces pressions par un artifice expérimental appro-

prié. Il existe donc une autre cause des résistances aérodynamiques, et elle réside dans les actions tangentielles exercées par le fluide sur les deux faces latérales de la plaque. On dit que ces actions tangentielles sont dues au frottement du fluide sur la plaque et la résistance correspondante prend le nom de résistance due au frottement superficiel.

En résumé, les causes principales des résistances aérodynamiques sont :

1° Les surpressions dynamiques normales provoquées, en général, à l'« avant » des corps par les chocs, les changements de direction et de vitesse des particules d'air ;

2° Les dépressions dynamiques normales provoquées, en général, « à l'arrière » des corps par les mêmes causes que ci-dessus et aussi par les décollements des particules de la surface du corps ;

3° Les actions tangentielles provoquées sur toute la surface « immergée » par le frottement superficiel de l'air au contact de cette surface.

b) La résistance due aux pressions et aux dépressions dynamiques. — Suivant notre programme d'application pratique nous allons examiner comment nous pourrions améliorer les qualités de pénétration de la plaque normale, c'est-à-dire comment nous pourrions diminuer la résistance considérable qu'elle oppose à son déplacement dans l'air.

L'aérodynamique théorique nous apprend que nous ne pourrions rien gagner au point de vue de la surpression dynamique qui règne sur la face avant, sans changer la forme géométrique de

cette face. On vérifie, en effet, que la forme des trajectoires fluides à l'avant, et la grandeur de la surpression qui en résulte sont presque identiques à celles qu'on peut calculer théoriquement pour un fluide idéal sans frottement.

D'autre part, il est logique de penser que le décollement généralisé sur la périphérie du disque est dû à la brutalité du contournement de la face avant à la face arrière et à l'impossibilité pour le fluide d'obtempérer à une telle contrainte.

Dans ces conditions, il est logique de chercher à améliorer les circonstances de l'écoulement : en remplaçant le disque circulaire par une sphère d'égal diamètre. Pratiquement ceci se traduirait par la construction d'un carter ou enveloppe sphérique autour de l'obstacle primitif. Cette technique du carénage des formes « peu aérodynamiques » étant familière à l'ingénieur aéronautique, nous l'avons appliquée au cas théorique envisagé ici.

Examinons alors ce qui se passe avec la sphère. Nous constatons tout d'abord que la résistance totale est diminuée de plus de la moitié.

Sur l'hémisphère avant (fig. 5) la zone des surpressions ne s'étend plus à toute la section diamétrale. Elle est limitée maintenant à une calotte sphérique, dont le cercle de base a un diamètre qui est les  $7/10^e$  du diamètre de la sphère.

De plus, ces surpressions sont réparties avec une intensité décroissante depuis le sommet de la calotte jusqu'au cercle de base, où la surpression s'annule. Il s'ensuit : que la surpression moyenne sur la calotte sphérique est notablement inférieure à la surpression moyenne qui

régnait tout à l'heure sur la face avant du disque mince.

Au delà de la calotte sphérique nous observons, sur le segment sphérique complémentaire, une zone de dépressions dynamiques d'intensité croissante en allant vers l'équateur de la sphère. L'action résultante de ces dépressions sera dirigée en sens inverse de la résistance due aux surpressions. Cette action résultante est donc

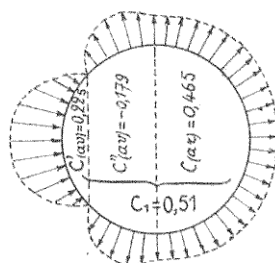


Fig. 5. — Distribution des pressions dynamiques sur une sphère (premier régime d'écoulement).

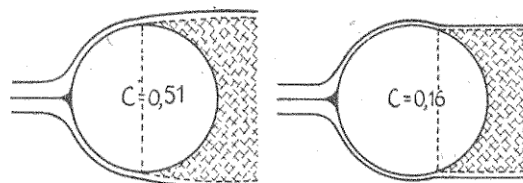
une résistance négative, ou propulsion, qui vient en déduction de la résistance effective due aux surpressions. L'expérience montre que la résistance à l'avancement, due à l'ensemble des réactions sur l'hémisphère avant, est devenue le  $1/18^e$  de ce qu'elle était sur la face avant du disque.

Mais on observe, en même temps, que l'intensité des dépressions sur l'hémisphère arrière est notablement augmentée par rapport aux valeurs trouvées dans le cas du disque. L'amélioration totale s'en trouve diminuée.

Une étude spéciale de l'écoulement de l'air autour de la sphère nous montre alors que le

décollement général des filets fluides est encore situé vers l'équateur (fig. 6 a). En outre, la grandeur et la direction des vitesses du fluide, en cette zone équatoriale, sont tout à fait différentes de ce qu'elles étaient dans le cas du disque. On peut attribuer à ces conditions différentes de l'état du fluide, aux points de décollement, l'augmentation de l'intensité des dépressions arrière dans le cas de la sphère.

A vrai dire, ces conditions défavorables ne se



a. Premier régime, décollements situés sur l'équateur. b. Deuxième régime, décollements situés en arrière de l'équateur.

Fig. 6. — Les deux régimes d'écoulement d'un fluide réel autour d'une sphère.

produisent, autour de l'hémisphère arrière, que dans des conditions spéciales de l'expérience; c'est-à-dire : quand la vitesse du courant d'air ou quand les dimensions de la sphère sont inférieures à certaines valeurs critiques. Si la vitesse du courant ou les dimensions de la sphère et plus généralement le produit « vitesse  $\times$  dimensions » sont augmentés on constate que la zone du décollement général des filets fluides se déplace sensiblement vers l'arrière.

Pour un produit « vitesse  $\times$  dimensions » suffisamment grand cette zone se situe au voisinage d'un cercle parallèle situé à quelque 25° en arrière de l'équateur (fig. 6 b).

Il se produit donc, après un état plus ou moins troublé, un second régime d'écoulement du fluide autour de la sphère. Ce régime est caractérisé par le fait que les molécules fluides « épousent » mieux, ou plus longtemps, le contour de la surface sphérique et ne quittent cette surface qu'en une zone, telle, que les dépressions dynamiques correspondantes intéressent seulement une calotte sphérique, au lieu de s'exercer sur l'hémisphère arrière tout entière. Il en résulte : une diminution appréciable de la résistance unitaire de la sphère, qui, pour ce « second régime », devient voisine du tiers de celle du premier régime.

Cet exemple, particulièrement frappant, constitue un des phénomènes les plus curieux de l'aérodynamique expérimentale, il montre bien tout l'intérêt qu'il y a à diminuer la zone d'action des dépressions dynamiques dues aux décollements sur les portions arrière du contour des corps et, si possible même, à annuler l'étendue de cette zone d'action, c'est-à-dire à supprimer complètement les décollements des particules fluides. Cette remarque est générale en aérodynamique expérimentale et elle explique la plupart des divergences constatées entre les théories et les expériences.

On vérifie expérimentalement que l'apparition du second régime d'écoulement autour de la sphère, dépend du produit de la vitesse  $V$  du courant par la dimension caractéristique de la sphère; c'est-à-dire par la grandeur du diamètre  $D$ . Ceci n'est vrai que pour des sphères semblablement polies et placées dans un même courant d'air.



Sur des sphères rugueuses ou dans un courant d'air particulièrement turbulent, ou encore pour des conditions différentes du mode de fixation des sphères, le second régime pourrait apparaître plus facilement, c'est-à-dire pour des produits VD plus faibles que dans le cas de sphères polies, soutenues par le pôle arrière, dans des courants d'air aussi peu turbulents que possible.

Mais ces conditions particulières de rugosité à la surface immergée ou de turbulence du courant d'air artificiel utilisé dans les expérimentations ne nous intéressent pas directement dans le but pratique que nous poursuivons. Nous ne retiendrons de ce qui précède que le fait essentiel suivant. Sur les corps de forme arrondie et polis, le mode d'écoulement de l'air est susceptible de varier notablement avec le produit vitesse  $\times$  dimensions. Il en résulte que la résistance *unitaire* d'un corps rond, de très petites dimensions ou expérimenté à de faibles vitesses, peut n'avoir aucun rapport défini avec la résistance *unitaire* d'un corps de même forme, ayant de grandes dimensions ou se déplaçant à une vitesse suffisamment grande. Cette remarque est absolument fondamentale pour l'interprétation et l'application pratiques d'un grand nombre de résultats obtenus dans les laboratoires aérodynamiques. Nous y reviendrons plus loin en traitant de la question des lois de similitude en aérodynamique.

Revenons au problème pratique qui nous préoccupe et pour lequel les dimensions et les vitesses sont, en général, susceptibles de nous placer dans le second régime, c'est-à-dire : dans le

régime de moindre résistance unitaire des sphères.

L'amélioration apportée par ce second régime laisse encore subsister une zone d'action importante pour les dépressions dynamiques dues aux décollements. Par analogie avec ce que nous avons dit en passant du disque circulaire mince à la sphère circonscrite, nous devons penser que la contrainte imposée aux molécules fluides, pour suivre le contour de l'hémisphère arrière, est encore beaucoup trop *sévère*. Et cette considération nous amène à circonscrire à la sphère un ellipsoïde de révolution dont le grand axe sera orienté dans le sens du courant (ou du mouvement relatif).

Ainsi nous constaterons, à nouveau, une diminution notable de la résistance unitaire globale et l'étude détaillée nous montrerait que le bénéfice est dû : en partie, à l'amélioration des conditions de l'écoulement sur le demi-ellipsoïde avant ; mais surtout : à la réduction de la zone d'action des décollements du fluide sur le demi-ellipsoïde arrière.

Nous sommes ainsi logiquement amenés à « allonger » de plus en plus ce demi-ellipsoïde arrière, jusqu'à le transformer en une forme dite « fuselée » se terminant par une pointe aiguë à l'arrière.

La meilleure solution, dans la conception d'un tel tracé de la méridienne du corps de révolution optimum, nous sera fournie par l'aérodynamique théorique. On peut, en effet, calculer les méridiennes des corps de révolution qui, dans un fluide idéal (c'est-à-dire dans un fluide qui n'exercerait sur la surface immergée aucun frottement superficiel) seraient *des lignes de cou-*

*rant* théoriques. Ces méridiennes se confondraient donc avec les trajectoires théoriques que les molécules du fluide idéal peuvent suivre : sans subir de perte d'énergie et par conséquent : sans appliquer de résistance aérodynamique globale au contour suivi.

L'expérience a montré que de tels tracés ont effectivement la résistance minimum dans le fluide réel. On a même vérifié que la loi de distribution des surpressions et des dépressions dynamiques le long d'une méridienne théorique était conforme à la distribution théorique sauf pour les zones extrémales arrière. Cette petite divergence donne une valeur effective à la résultante de ces actions normales au contour (alors qu'elle serait nulle théoriquement).

Il semble bien que ce soit là le prix normal et irréductible dû à la viscosité du fluide réel, viscosité qui perturbe l'écoulement théorique sur la paroi solide immergée, et tend à maintenir, dans ces zones extrémales arrière, une petite zone d'action des dépressions dynamiques due aux décollements postérieurs.

*Remarque.* — A cette faible résultante due aux actions élémentaires normales, la viscosité du fluide réel ajoute les actions tangentielles dues au frottement superficiel. Nous y reviendrons plus loin.

Les mêmes conclusions peuvent être atteintes en partant d'une plaque plane rectangulaire et en la remplaçant successivement par un cylindre circulaire, puis par un cylindre à base elliptique et enfin par un cylindre dont la directrice serait tracée comme il a été dit pour la méridienne des corps fuselés de révolution.

En résumé, les résistances dues aux pressions et aux dépressions dynamiques normales peuvent être réduites considérablement : en donnant au contour extérieur de l'élément une forme convenablement profilée.

Nous allons donner, ci-après, quelques précisions numériques concernant l'exposé des résistances dues aux pressions dynamiques normales.

La résistance unitaire :  $C_1 = \frac{F}{S_q}$ , d'un disque circulaire mince, placé normalement à un courant d'air, est trouvée expérimentalement égale à 1,12 (kg : m<sup>2</sup> : m : sec.).

Les surpressions dynamiques à l'avant du disque correspondent à 74 p. 100 de cette résistance totale : soit  $C_{(av)} = 0,83$ . Les dépressions sur la face arrière correspondent de même à 26 p. 100 du total, soit  $C_{(ar)} = 0,29$ ; en appelant  $C_{(av)}$  et  $C_{(ar)}$  les résistances unitaires partielles correspondant à chacune des faces du disque. L'expérience montre aussi que, dans le cas du disque, il n'y a qu'un seul régime d'écoulement possible, la zone des décollements postérieurs restant constamment fixée sur le périmètre circulaire. Il en est ainsi toutes les fois que les décollements sont localisés sur une arête vive du contour extérieur.

En remplaçant le disque par une sphère de même diamètre la résistance unitaire totale devient  $C_2 = 0,51$  pour le premier régime d'écoulement, aux valeurs faibles du produit  $V \times D$ . Dans ces conditions la zone des surpressions dynamiques est limitée à une calotte sphérique dont le diamètre est 0,7 D et le coefficient unitaire correspondant est  $C'_{(av)} = 0,225$ . Le segment sphérique complémentaire est soumis à des dépressions dynamiques et le coefficient unitaire correspondant est  $C''_{(av)} = -0,179$ . Enfin l'hémisphère arrière est soumise à des dépressions dynamiques dont le coefficient unitaire correspondant est :  $C_{(ar)} = 0,465$ .

Ainsi l'hémisphère avant ne donne qu'une résistance faible, caractérisée par le coefficient :

$$C_{(av)} = C'_{(av)} + C''_{(av)} = 0,225 - 0,179 = 0,046.$$

Au second régime d'écoulement, on trouverait, pour la

# L'AVIATION ACTUELLE

résistance totale de la sphère :  $C = 0,16$ . L'hémisphère avant donnerait une résistance partielle de l'ordre de celle indiquée précédemment : et, par suite, l'hémisphère arrière aurait une résistance unitaire qui serait seulement le quart de ce qu'elle était au premier régime.

Enfin, si nous remplaçons le disque primitif par une forme fuselée (fig. 7), analogue à celle des carènes de ballons dirigeables, nous trouverons une résistance unitaire

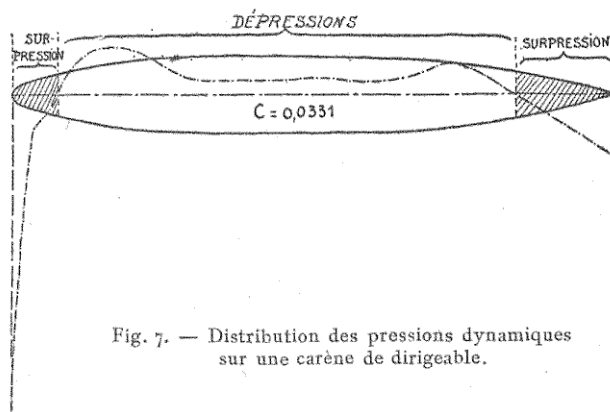


Fig. 7. — Distribution des pressions dynamiques sur une carène de dirigeable.

totale  $C = 0,0331$ , soit :  $1/34$  de la résistance du disque et  $1/5$  environ de la résistance de la sphère au second régime. Pour cette carène, les coefficients partiels, correspondant aux différentes zones, s'établissent comme il est indiqué ci-dessous :

$$\begin{array}{lcl} \text{Zone de surpressions à l'avant : } C'_{(av)} = 0,0877 & \} & C_{(av)} = 0,0291 \\ \text{— dépressions — : } C''_{(av)} = -0,0586 & & \\ \text{Zone de dépressions à l'arrière : } C'_{(ar)} = 0,0341 & \} & C_{(ar)} = 0,004 \\ \text{— surpressions — : } C''_{(ar)} = -0,0301 & & \\ \text{Total . . . } C & = & 0,0331 \end{array}$$

Comme on le voit, la résistance partielle due à la portion antérieure de la carène a été diminuée par rapport à celle de l'hémisphère avant. Mais c'est surtout la résistance de la portion arrière qui est devenue extrêmement faible par suite de la disparition, presque totale, de la

## ÉTUDE AÉRODYNAMIQUE DE L'AVION

zone des décollements; ce qui amène la production sur la pointe arrière d'une zone de surpression, dont la résultante est un effet propulsif. Ces surpressions arrière sont indiquées par l'aérodynamique théorique. D'ailleurs, la distribution expérimentale des pressions normales sur le contour d'une carène à méridienne théorique, s'accorde remarquablement avec les valeurs calculées par la théorie.

En complément de ce qui précède nous indiquerons ci-après l'évolution des résistances unitaires pour le cas d'une

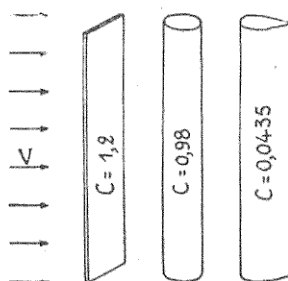


Fig. 8. — Résistances aérodynamiques d'une plaque rectangulaire, d'un cylindre circulaire et d'un montant fuselé d'avions.

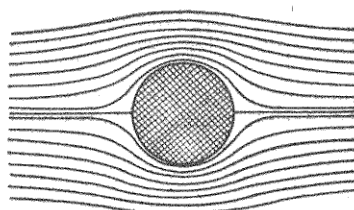
plaque normale rectangulaire, d'un cylindre circulaire et d'un cylindre à directrice fuselée (fig. 8).

La résistance unitaire d'une plaque rectangulaire varie quelque peu avec son allongement, c'est-à-dire avec le rapport de la longueur à la largeur. Pour des allongements voisins de 5 cette résistance unitaire est sensiblement égale à 1,2. Les surpressions dynamiques sur la face avant correspondent à 70 p. 100 de la résistance totale, soit  $C_{(av)} = 0,84$ . Les dépressions dynamiques sur la face arrière correspondent alors à  $C_{(ar)} = 0,36$ .

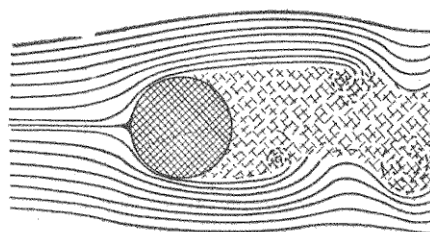
Si on remplace cette plaque rectangulaire par un cylindre circulaire de mêmes dimensions transversales la résistance unitaire totale devient :  $C = 0,98$  (fig. 9 et 10) pour une certaine valeur du produit « vitesse  $\times$  diamètre ». Dans ces mêmes conditions, les coefficients partiels pour les différentes zones s'établissent comme suit :

# L'AVIATION ACTUELLE

Zone des surpressions à l'avant :  $C'_{(av)} = 0,500$  } soit  $C_{(av)} = 0,310$   
 — dépressions — :  $C''_{(av)} = -0,190$   
 Zone des dépressions à l'arrière :  $C_{(ar)} = 0,670$   
 Total . . . .  $C = 0,980$



a. Écoulement théorique d'un fluide idéal sans viscosité.



b. Écoulement d'un fluide réel avec décollements et sillage à tourbillons alternés de Bernard Karman.

Fig. 9. — L'écoulement autour d'un cylindre circulaire.

Comme pour la sphère, le gain très notable sur la résistance du demi-cylindre antérieur est partiellement détruit par l'augmentation de la résistance due aux dépressions sur le demi-cylindre arrière. Mais, en augmentant suffisamment le produit vitesse  $\times$  diamètre, on obtiendrait une résistance unitaire totale  $C = 0,330$  correspondant à un deuxième régime d'écoulement.

Enfin, si on remplace le cylindre circulaire par un cylindre à directrice fuselée, la résistance unitaire due aux pressions dynamiques, pour une même section transversale, sera considérablement diminuée. Par exemple, pour un cylindre de ce genre, on a trouvé  $C = 0,0435$  et les résistances unitaires partielles s'établissent comme il est indiqué ci-après :

# ÉTUDE AÉRODYNAMIQUE DE L'AVION

Zone de surpressions à l'avant	$C'_{(av)} = 0,244$	} soit $C_{av} = -0,073$
— dépressions —	$C''_{(av)} = -0,3174$	
Zone de dépressions à l'arrière	$C'_{(ar)} = 0,168$	} soit $C_{ar} = +0,1165$
— surpressions —	$C''_{(ar)} = -0,0505$	
Total. . . . C =		0,0435

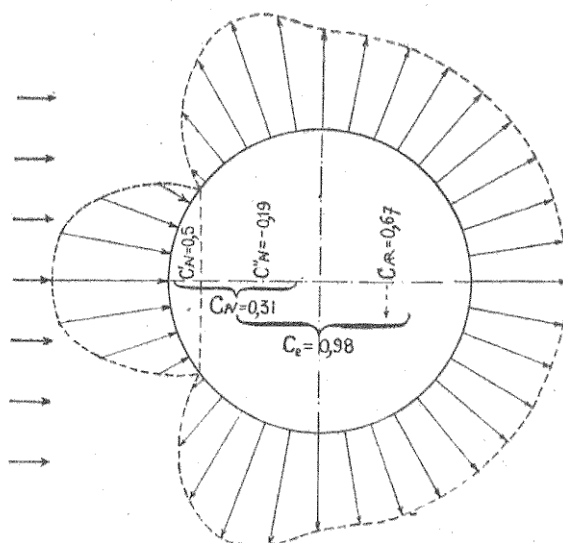


Fig. 10. — Distribution des pressions dynamiques sur un cylindre circulaire.

On voit que la portion antérieure donne une résistance négative ou propulsion et que la portion arrière donne une résistance effective notablement plus faible que celle du demi-cylindre circulaire arrière.

Au total : la résistance de forme d'un mont fuselé (ayant un allongement de profil transversal égal à 3,5) arrive à être le 1/7 de celle du cylindre au deuxième régime, le 1/22,5 de celle du cylindre au premier régime et le 1/27,5 de celle de la plaque rectangulaire normale.

c) La résistance due au frottement superficiel de l'air. — En ne considérant sur le contour exté-



rieur des corps, dont nous venons d'indiquer l'affinement des formes, que les pressions dynamiques, nous avons tenu compte seulement des réactions aérodynamiques *normales* à chacun des éléments de la surface extérieure du corps. Nous avons vu que l'effort résultant de toutes ces réactions normales pouvait être très faible. Les laboratoires aérodynamiques peuvent évaluer la grandeur de cette résistance, dite « résistance de forme » en mesurant la distribution des pressions le long d'une méridienne ou le long d'une directrice du corps.

Cependant, si nous mesurons directement la résistance totale du corps, en le plaçant sur une balance aérodynamique, nous trouverons une résultante globale :  $F_t$ , plus grande que cette résistance de forme :  $F_p$ . Par exemple, dans le cas d'une carène de révolution nous pourrions trouver  $F_t = 2 F_p$ . Il y a donc bien, dans tous les cas pratiques, une autre cause de résistance aérodynamique. Cette autre cause doit être recherchée dans l'action résultante des composantes tangentielles ou de frottement superficiel, comme il a été dit précédemment.

Des expériences, très minutieuses, exécutées par M. Stanton au National Physical Laboratory de Teddington (Angleterre) et d'autres, plus récentes, exécutées à Delft (Hollande) par MM. Burgers et Zijnen, ont montré : qu'au contact immédiat avec une surface polie, l'air s'écoule en filets parallèles, suivant le processus de l'écoulement dit « laminaire » ou « à la Poiseuille »<sup>1</sup>.

1. L'écoulement laminaire s'observe dans les tubes et pour tous les fluides, quand la vitesse moyenne du fluide est telle que le

Dans cette « couche laminaire » la distribution des vitesses est presque linéaire. La vitesse, étant nulle à la surface, augmente rapidement, pour atteindre une valeur notable à l'extérieur de la pellicule laminaire. L'épaisseur de celle-ci est très faible, elle est de l'ordre de quelques centièmes de millimètre.

C'est par l'intermédiaire de cette pellicule laminaire, que le frottement interne du fluide exerce, sur la surface immergée, les actions tangentielles dont la résultante constitue la résistance de frottement superficiel.

Au delà de la couche laminaire la distribution des vitesses est différente, et l'on ne retrouve la vitesse normale (ou vitesse potentielle) du fluide qu'à une distance appréciable de la surface frottante. (Par vitesse normale, ou vitesse potentielle, il faut entendre : la vitesse qu'aurait le fluide s'il n'y avait aucune action de frottement superficiel.)

En résumé, la couche fluide dans laquelle les vitesses sont perturbées du fait des phénomènes de frottement superficiel, comprend une mince pellicule laminaire au droit de la paroi et une couche où l'écoulement est dit « turbulent ». L'épaisseur de cette dernière est appréciable. Ainsi, dans le cas de l'air s'écoulant sur une surface plane polie, la couche perturbée est de l'ordre de  $1/50$  de la longueur de la surface. Elle sera

rapport  $VD/\nu$ , soit inférieur à une certaine valeur critique. ( $V$  = vitesse moyenne;  $D$  = diamètre du tube;  $\nu$  = coefficient cinématique de viscosité du fluide). Cette valeur critique est sensiblement égale à 2.000. (Loi de Reynolds).

Il en résulte que l'écoulement laminaire total, dans les tubes non capillaires, ne se produira qu'aux faibles vitesses d'écoulement.

donc de l'ordre de 200 millimètres à l'extrémité d'une surface plane de 10 mètres de longueur.

C'est dans cette couche perturbée que se dissipe, en mouvements turbulents, l'énergie empruntée au fluide en mouvement; de telle sorte que la vitesse du fluide diminue depuis sa valeur « normale » jusqu'à s'annuler à la paroi.

Inversement, si le corps est en mouvement par rapport au fluide immobile, le fluide en contact immédiat avec la surface du corps sera « entraîné » avec cette surface. La vitesse d'entraînement variera d'abord rapidement dans une mince pellicule, puis plus lentement et avec production de mouvements turbulents dans une couche d'épaisseur finie qui augmente avec la longueur frottante.

L'énergie cinétique, ainsi communiquée au fluide environnant le corps, sera évidemment empruntée au corps et se traduira par une résistance à l'avancement, dite de frottement superficiel.

Dans le cas de surfaces frottantes rugueuses les phénomènes sont analogues et plus marqués. On suppose généralement : que la couche laminaire au contact de la paroi rugueuse doit être remplacée par une couche tourbillonnaire, dans laquelle le fluide agit par pressions et dépressions dynamiques sur les aspérités qui constituent la rugosité de la surface.

La réunion, en arrière du corps, des couches fluides perturbées par le frottement superficiel, constituera une zone, d'étendue appréciable, dans laquelle les vitesses du fluide seront notablement plus faibles que la vitesse du courant général.

Cette zone de moindre vitesse s'étend très loin

en arrière du corps, constituant une sorte de « sillage » dans lequel les vitesses relatives sont diminuées. Nous verrons plus loin, que l'influence du sillage des ailes sustentatrices peut affecter notablement les réactions aérodynamiques sur les empennages horizontaux, situés en arrière de ces ailes. C'est pour arriver à cette notion pratique importante que nous nous sommes étendu quelque peu sur le mécanisme des couches perturbées par le frottement superficiel.

La détermination expérimentale de la résistance due au frottement de l'air a été faite dans le cas des surfaces planes. On a trouvé ainsi que la résistance unitaire de frottement dépend essentiellement du degré de poli des surfaces. Il conviendra dans tous les cas de réaliser des surfaces extérieures soigneusement lissées et vernies.

Cette condition est généralement remplie dans les constructions d'avion, parce qu'il est nécessaire de raidir l'entoilage des éléments à l'aide de vernis, à l'acétate de cellulose par exemple. Encore est-il indispensable d'obtenir une surface bien polie, en procédant à l'application de plusieurs couches de vernis, avec un « ponçage » soigné entre chaque couche. L'emploi de revêtements autres que la toile, les revêtements métalliques par exemple, ne devra pas faire oublier cette nécessité des surfaces extérieures polies.

Pour les corps de forme fuselée, qui nous intéressent particulièrement dans cette étude, la détermination des résistances de frottement n'a pu être faite par expériences directes, comme dans le cas des surfaces planes. On peut seulement déduire la part de résistance qui incombe au frottement : en faisant la différence entre la résistance

#### L'AVIATION ACTUELLE

totale du corps et la résistance due aux pressions. On constate que la part de résistance due au frottement de l'air est loin d'être négligeable.

Par exemple, pour des carènes de dirigeable, elle peut atteindre plus de la moitié de la résistance totale, à condition que la surface extérieure soit bien polie. Sur des modèles réduits de ces carènes, on trouve fréquemment que la résistance de frottement atteint 70 p. 100 de la résistance totale. Sur des corps cylindriques à directrice biconvexe bien fuselée, la résistance de frottement peut constituer la totalité ou la presque totalité de la résistance à l'avancement.

Puisque cette résistance de frottement est causée par la viscosité du fluide il n'y a aucune possibilité de la réduire au-dessous d'un certain minimum qui correspondra :

- 1° à des surfaces extérieures bien polies ;
- 2° à des dimensions modérées dans le sens du mouvement.

C'est ainsi qu'une méridienne de carène et qu'une directrice de montant fuselé ne doivent pas avoir un allongement « de profil » exagéré. (L'allongement du profil étant le rapport de la dimension parallèle au courant à la dimension transversale maximum.) Dans l'un et l'autre cas l'expérience montre, qu'avec un allongement de 3 à 4, la forme fuselée peut être d'un tracé correct et l'on obtient ainsi le minimum de résistance totale : parce que la résistance de forme est minimum et que la résistance de frottement est limitée au strict nécessaire pour l'obtention du profil optimum.

Comme précédemment nous allons donner ci-après

## ETUDE AERODYNAMIQUE DE L'AVION

quelques précisions numériques concernant la résistance due au frottement superficiel.

Les expériences les plus récentes et les plus complètes sur la résistance due au frottement de l'air pour des surfaces planes ont été exécutées : par Gibbons en Amérique (First annual Report of the U. S. National Advisory Committee for Aeronautics; report n° 6) et par Wieselsberger, au laboratoire de Göttingen en Allemagne (*Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen*, 1<sup>er</sup> Lieferung; Résumé par M. Lapresle dans le n° 1 de la *Revue générale de l'Aéronautique*, 1922, p. 145).

Il résulte de ces expériences, que la résistance unitaire ou coefficient de frottement  $C_f$ , pour une surface plane entoilée et enduite avec 6 couches de vernis, peut être exprimée, en fonction du nombre de Reynolds  $VL/\nu$ , par la relation :

$$C_f = 0,0326 \left( \frac{\nu}{VL} \right)^{0,16}$$

ou encore :

$$C_f = \frac{0,00612}{(VL)^{0,16}}$$

$V$ , étant la vitesse (en m : sec);

$L$ , étant la longueur de la surface dans le sens du mouvement (en m);

$\nu$ , étant le coefficient cinématique de viscosité de l'air ( $\nu = 0,00001446$  à  $15^\circ$  et  $760$  millimètres).

La résistance totale  $F_{(f)}$ , due au frottement de l'air sur une surface plane dont la surface frottante totale est  $S_t$  (mètre carré), sera donnée par

$$F_{(f)} = C_f S_t \frac{\rho V^2}{2g} \text{ (en kg.)}$$

Pour de l'air à  $15^\circ$  et  $760$  millimètres, avec des dimensions  $L$  voisines de  $1$  mètre, on trouve  $C_f = 0,004$  quand la vitesse  $V = 35$  à  $40$  m : sec. Si on rapporte cette résistance à la surface :  $S = \frac{1}{2} S_t$  ( $S$  est la surface projetée ou surface portante, habituellement considérée en aérotechnique) on aura un coefficient unitaire de résistance à l'avancement  $C_{x_f}$  qui sera égal à  $2 C_f$ . Ainsi, dans les conditions indiquées plus haut, et en l'absence de toute résistance due

# L'AVIATION ACTUELLE

aux pressions dynamiques, la résistance minimum d'une surface portante plane sera  $C_{x_f} = 0,008$ .

Il est à noter que la même surface revêtue d'une *toile non vernie* aurait une résistance de frottement qui serait le *double* de la valeur précédente. Cette augmentation est due principalement aux petits filaments qui existent à la surface des toiles et qui doivent augmenter l'épaisseur de la couche d'air perturbée par le frottement. En « flam-bant » cette toile on supprime les filaments et la résistance de frottement est notablement diminuée.

Pour faciliter le calcul des résistances unitaires de frottement nous avons établi le tableau suivant qui correspond à la formule indiquée ci-dessus.

VL (m <sup>2</sup> : sec) . .	0,100	0,500	1,00	5,00	10,00	20,00
C <sub>f</sub> . . . . .	0,0087	0,0068	0,00612	0,00483	0,00435	0,00392

VL (m <sup>2</sup> : sec) . .	40,00	60,00	80,00	100,00	1.000
C <sub>f</sub> . . . . .	0,00354	0,00333	0,00319	0,00311	0,0022

*Exemple numérique.* — Calculer la résistance due au frottement de l'air : sur une surface plane rectangulaire, de 10 mètres d'envergure et de 2 mètres de profondeur, se déplaçant dans l'air à une vitesse de 50 m : sec (180 km : h).  
Le produit VL est dans ce cas :

$$VL = 50 \times 2 = 100 \text{ m}^2 : \text{sec.}$$

Le tableau donne

$$C_f = 0,00311$$

La résistance de frottement sera par suite (avec  $S_t = 40$  mètres carrés).

$$F_f = 19,4 \text{ kilogs.}$$

La puissance absorbée correspondante serait :

$$P_f = 19,4 \times 50 = 970 \text{ kilogrammètres.}$$

Si l'on suppose que l'hélice propulsant cette surface a un

# ÉTUDE AÉRODYNAMIQUE DE L'AVION

rendement de 0,75, la puissance motrice nécessaire pour vaincre la résistance de frottement calculée sera

$$P_{mf} = \frac{970}{75 \times 0,75} = 17,3 \text{ chevaux.}$$

Revenons maintenant à l'exemple, déjà mentionné, de la résistance d'un modèle de carène pour ballon dirigeable. Nous avons dit que la résistance unitaire due aux pressions dynamiques ou résistance de forme était  $C_{(f_0)} = 0,0331$ . L'expérience montre que ce coefficient est sensiblement constant pour toutes les vitesses comprises entre 15 et 50 m. sec. Dans ces limites, la résistance due aux pressions dynamiques est proportionnelle au carré de la vitesse.

Cette même carène a donné, sur la balance aérodynamique, des résistances globales beaucoup plus grandes et dont les coefficients unitaires  $C_t$  diminuent quand la vitesse croît.

Par différence entré  $C_t$  et  $C_{(f_0)}$  <sup>coefficient résist. de forme</sup> on aura la résistance unitaire  $C_{(fr)}$  due au frottement de l'air sur cette carène. Ce calcul est indiqué ci-dessous :

Pour V=20 m:sec	$C_t=0,105$	d'où $C_{(fr)}=0,105 - 0,033 = 0,072$
— V=30 m:sec	$C_t=0,096$	$C_{(fr)}=0,096 - 0,033 = 0,063$
— V=40 m:sec	$C_t=0,0905$	$C_{(fr)}=0,0905 - 0,0331 = 0,0574$

On voit que, pour cette carène relativement allongée, ( $l/D = 7,7$ ) la part due au frottement superficiel atteint en moyenne 65 p. 100 de la résistance totale. Sur la carène en vraie grandeur, sous réserve que la surface extérieure soit polie et vernie, la part due au frottement serait sans doute un peu moins grande parce que la résistance unitaire  $C_f$  diminue quand le produit « vitesse  $\times$  dimensions » augmente. Les expériences systématiques sur cette question sont assez peu nombreuses et de toutes manières une extrapolation des résultats relatifs à des modèles réduits est toujours un peu risquée. Cependant, pour fixer les idées à ce sujet, nous avons rassemblé les meilleurs résultats connus et nous proposons de représenter la résistance unitaire  $C_f$  par la relation :

$$C_f = \frac{0,0056}{(VL)^{0,33}}$$



#### L'AVIATION ACTUELLE

L'exposant 0,33 montre que  $C_f$  diminue rapidement quand VL augmente.

Pour les applications à l'aviation cette valeur  $C_f$  peut être suffisamment approchée. Toutefois, dans le cas des fuselages d'avion, la résistance de forme prendra fréquemment des valeurs importantes en raison de l'imperfection des formes ou de leur altération par la présence d'organes ou d'impédiments accessoires (radiateurs, événements, pare-brises, habitacles, armement, etc.).

Complétant nos indications précédentes sur la résistance d'un montant fuselé d'aviation, nous dirons que ce montant, dont la résistance unitaire de forme était  $C_{f0} = 0,0436$ , avait (pour le même VL) une résistance unitaire totale  $C_t = 0,0615$ . Il en résulte que la résistance de frottement, dans ce cas particulier, était caractérisée par le coefficient unitaire  $C_f = 0,0180$ .

Dans beaucoup de cas analogues la résistance de forme est plus faible et la résistance de frottement prend la place prépondérante.

**d) Caractéristiques aérodynamiques des principales résistances passives d'un avion.** — Les indications générales qui précèdent avaient principalement pour but de guider l'ingénieur sur l'évolution, au moins qualitative, des résistances passives, quand on modifie la forme des éléments correspondants.

Il nous reste maintenant à indiquer quelques valeurs numériques applicables au calcul de la résistance globale des éléments non sustentateurs. Pour cela : nous avons rassemblé, dans les tableaux ci-après, un assez grand nombre de résultats expérimentaux qui guideront utilement l'ingénieur dans le calcul des résistances passives d'un avion.

En principe, ces tableaux sont suffisamment explicites par eux-mêmes et nous n'aurons à les compléter que par quelques indications générales dans chaque cas particulier.

## ÉTUDE AÉRODYNAMIQUE DE L'AVION

LES FUSELAGES. — Les fuselages et fuseaux moteurs rentrent dans la catégorie des carènes. Le tableau montre, que la résistance unitaire minimum minimorum à appliquer serait de l'ordre de 0,05 ; mais cette valeur correspond au cas idéal qui est rarement réalisé dans la pratique.

D'autre part il faut tenir compte de l'influence de la forme du maître-couple et des diverses discontinuités produites par les pare-brises, les appuie-tête, les radiateurs, les événements du capotage, etc.

L'influence de la forme du maître-couple est approximativement la suivante (d'après des essais exécutés à Göttingen).

Trois carènes fuselées, d'allongement 6, avec des maîtres-couples de même surface, mais de formes différentes (fig. 11), ont donné les résultats suivants :

- |   |                            |             |
|---|----------------------------|-------------|
| ○ | Section circulaire         | $C = 0,045$ |
| □ | Section carrée (droite)    | $C = 0,050$ |
| ◇ | Section carrée (diagonale) | $C = 0,051$ |

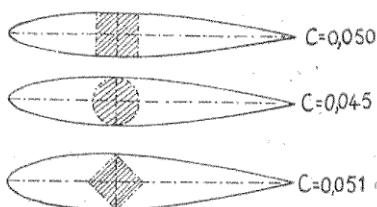
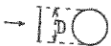
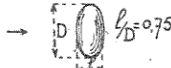
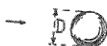







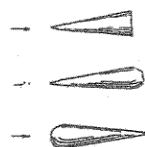

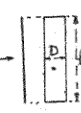

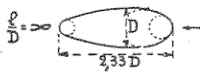
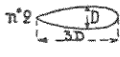



Fig. 11. — Influence de la forme et de l'orientation du maître couple sur la résistance aérodynamique des fuselages.

En moyenne, les sections carrées augmentent donc la résistance minimum. En revanche, ces sections donnent une portance plus appréciable

DÉSIGNATION du corps.	FORMES et dimensions caractéristiques.	RÉSISTANCE unitaire C kg : m <sup>2</sup> : m/s.	VALEURS de E = VD m <sup>2</sup> : sec.	VALEURS de R = $\frac{VD}{v}$	OBSERVATIONS	
Disque circu laire.		1,120	1,500 à 4,500	100.000 à 300.000	C, très invariable avec E ou R.	
Ellipsoïde aplati.		0,600 à 0,575 à 0,200	2,300 à 6,500 à 9,000	150.000 à 430.000 à 600.000	Variation linéaire. Variation brusque pour R = 490.000.	
Sphère.		0,480 à 0,200	2,200 à 6,600	150.000 à 450.000	C très variable pour R < 100.000. Variation brusque pour R = 240.000. C peu variable.	
Ellipsoïdes allongés.		0,060 à 0,090	2,300 à 9,000	150.000 à 600.000	C très variable pour R < 150.000. Variation linéaire.	
Ellipsoïdes allongés.		0,060 à 0,062	2,300 à 4,500	150.000 à 300.000	Variation linéaire.	
Carènes de dirigeable.		0,050 à 0,029	1,650 à 5,300	110.000 à 360.000	Variation en : $K(Vl)^{-0.33}$ .	
Carènes de dirigeables.		0,118 à 0,090	3,600 à 9,700	240.000 à 640.000	Variation en : $K(Vl)^{-0.33}$ .	
	l/D = 7.7 carène type Zeppelin					
	l/D = 55 carène type Méditerranée.		0,105 à 0,0945	6,300 à 6,300		Avec nacelle et empen- nages. "Carène nue".
	l/D = 4,40 carène type Zodiac VI 24.		0,0535 à 0,0595	7,200 à 7,200		Sans empennages. Avec empennages.
	l/D = 4,63 carène type AT Astra-Torrès forme trilobée.		0,0480	7,500		Avec empennages.
Cylindres.		l/D 0,5 1,0 2,0 4,0 7,0 7,0	1,100 0,930 0,855 0,870 1,000 0,830	0,900 à 2,100	59.000 à 140.000	La résistance unitaire C varie avec le rap- port l/D et aussi avec la valeur de E ou R. C peu variable pour R ≥ 140.000.
			0,225	4,000	260.000	
Cônes.		0,510			Résultats assez an- ciens (Eiffel, 1911).	

DESIGNATION du corps.	FORMES et dimensions caractéristiques.	RÉSISTANCE unitaire C kg : m <sup>2</sup> : m/s	VALEURS de E = VD m <sup>2</sup> /sec.	VALEURS de R = $\frac{VD}{\nu}$	OBSERVATIONS
Cones.		0,340 0,162 0,088			
Hémisphères		1,33 0,336			
Plaque carrée. Plaques rectangulaires.	 $l/D$ 1 2 4 8 10 12 18 $\infty$	1,100 1,150 1,190 1,270 1,280 1,280 1,400 2,010			C est invariable avec E ou R mais il varie notablement avec le rapport des côtés.
Cylindres circulaires. (Longueur infinie.)	 $l/D = \infty$	56,0 10,5 2,6 1,45 1,00 1,10 1,20 0,33	0,0000019 0,000015 0,00015 0,00148 0,0148 0,148 1,480 14,800	0.100 1.000 10.000 100 1.000 10.000 100.000 1.000.000	C très variable avec E ou R. Résultats obtenus avec des fils et cylindres de D = 0 mm,05 à D = 300 mm. C = 1,2 depuis R = 15.000 jusqu'à R = 150.000
Cylindres circulaires. (Longueur finie.)	$l/D = 5$	0,68 0,73 0,75 0,33	0,0148 0,148 1,480 14,800	1.000 10.000 100.000 1.000.000	C peu variable entre R = 3.000 et R = 200.000.
	$l/D =$ 1 2 3 5 10 20 40 $\infty$	0,63 0,68 0,74 0,74 0,82 0,92 0,98 1,20	1.300 1.300 1.300 1.300 1.300 1.300 1.300 1.300	88.000 88.000 88.000 88.000 88.000 88.000 88.000 88.000	C variable avec $l/D$ .
Cylindres profilés.	Tubes profilés Standard de l'aéronautique française. (Tableau d'unification de 1918.)	0,124 0,104 0,092 0,084 0,075	0,400 0,600 0,800 1,000 1,500	27.600 47.300 55.000 69.000 103.500	Valeurs moyennes de C mesuré sur 4 sections Standard. D <sub>1</sub> = 28 mm. D <sub>2</sub> = 35 mm. D <sub>3</sub> = 49 mm. D = 50 mm.

DÉSIGNATION du corps.	FORMES et dimensions caractéristiques.	RÉSISTANCE unitaire C kg : m <sup>2</sup> : m/s.	VALEURS de E = VD m <sup>2</sup> : sec.	VALEURS de R = $\frac{VD}{v}$	OBSERVATIONS
		0,070 0,066 0,0633 0,061 0,059	2,000 2,500 3,000 3,500 4,000	138.000 172.000 206.500 244.000 276.000	
	Navy Struts.				C variable avec E suivant $C = K (VD)^{-0,11}$ .
	n°2  $l/D = 3$	0,0615	2,050	142.000	
	n°3  $l/D = 4$	0,0550	2,050	142.000	
	$l/D = 5$	0,0675 0,0600	2,050 2,050	142.000 142.000	
	Fils fuselés à section lenticulaire.	0,443 0,416 0,395 0,385 0,374 0,358 0,345 0,325 0,310 0,290	0,020 0,030 0,040 0,050 0,060 0,080 0,100 0,150 0,200 0,300	1.400   à     20.750	Formule d'interpola- tion : $c = 0,242 (vd)^{-0,75}$ .

	Tandems de fils fuselés.	0,5 × 2C 0,76 × 2C 0,90 × 2C 0,95 × 2C 0,96 × 2C	$\Delta = 0$ $\Delta = 1l$ $\Delta = 2l$ $\Delta = 3l$ $\Delta = 4l$		$c_{\text{tandem}} = \lambda \times 2c_{\text{fil}}$ $\lambda$ dépend de $\Delta$ .
	Tandems de fils cylindriques.	0,13 × 2C 0,27 × 2C 0,41 × 2C 0,56 × 2C 0,64 × 2C 0,67 × 2C 0,85 × 2C	$\Delta = 0$ $\Delta = 1d$ $\Delta = 2d$ $\Delta = 3d$ $\Delta = 4d$ $\Delta = 5d$ $\Delta = 30d$		$c_{\text{tandem}} = \lambda \times 2c_{\text{fil}}$ $\lambda$ dépend de $\Delta$ .
	Tandems de câbles avec carénage.	0,480 0,440 0,417 0,390 0,367 0,350 0,336 0,315 0,308	0,080 0,100 0,120 0,140 0,160 0,180 0,200 0,250 0,300	5.600  à  20.750	Câbles torsadés.

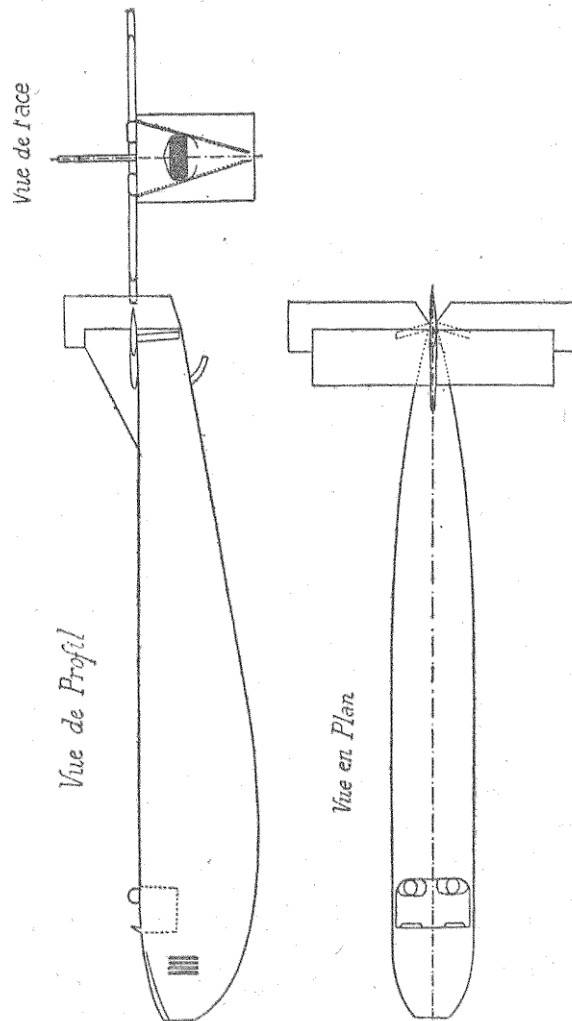


Fig. 12. — Fuselage à maître couple rectangulaire muni des empennages, de l'habitacle d'équipage, et d'un radiateur frontal.

que la section circulaire quand la carène est inclinée.

L'influence des pare-brises, appuie-tête, orifices des habitacles est également notable, même en tenant compte de l'augmentation correspondante du maître-couple.

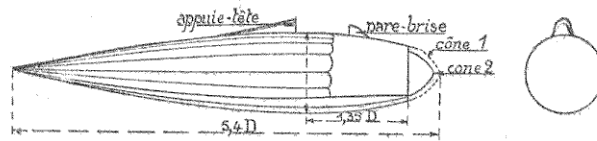


Fig. 13. — Fuselage à maître couple sensiblement circulaire. Influence de divers accessoires : cône avant, pare-brise, appuie-tête (Essais du Laboratoire Eiffel)

- a) Fuselage sans appuie-tête, sans pare-brise, avec cône 1 :  $C = 0,112$  ;
- b) Fuselage sans appuie-tête, sans pare-brise, avec cône 2 :  $C = 0,113$  ;
- c) Fuselage avec appuie-tête, sans pare-brise, avec cône 1 :  $C = 0,191$  ;
- d) Fuselage sans appuie-tête, avec pare-brise, avec cône 1 :  $C = 0,110$  ;
- e) Fuselage avec appuie-tête, avec pare-brise, avec cône 1 :  $C = 0,162$  ;
- f) Fuselage avec appuie-tête, avec pare-brise, sans cône :  $C = 0,191$  ;

Le tableau (fig. 13) donne l'influence du cône avant, d'un pare-brise et d'un appuie-tête, pour un fuselage rond, muni de facettes latérales.

L'influence du pare-brise et de l'appuie-tête se traduit par une augmentation de la résistance unitaire égale à  $\frac{0,162}{0,112} = 1,45$ .

Si l'on considérait le même maître-couple dans les deux cas, le coefficient avec pare-brise et appuie-tête deviendrait

$$0,162 \times \frac{144}{134} = 0,174$$

et l'augmentation relative serait alors  $\frac{0,174}{0,112} = 1,55$ .

Il est vrai que dans ce cas, les bossages de pare-brise et d'appui sont assez considérables.

L'absence de cône à l'avant donne une augmentation relative égale à

$$\frac{0,191}{0,162} = 1,18.$$

La figure 12, représente un fuselage à maître-couple rectangulaire, d'allongement moyen égal à 7.

La résistance unitaire, dans les conditions figurées, c'est-à-dire avec radiateur avant (figuré par une toile métallique) avec événements latéraux, avec deux pare-brises et deux têtes de pilote et avec les empennages, est :  $C = 0,29$ . Si l'on enlève le radiateur, les événements, les pare-brises et les pilotes, on trouve :  $C = 0,165$ . L'augmentation relative est donc

$$\frac{0,29}{0,165} = 1,76.$$

Si l'on enlève les empennages, on trouve  $C = 0,112$ , qui est aussi la résistance minimum du fuselage rond à facettes latérales.

*Influence du radiateur frontal.* — Très fréquemment, le radiateur est placé à l'avant du fuselage. La résistance à l'avancement de l'ensemble fuselage-radiateur est alors essentiellement fonction du débit d'air à travers le radiateur, et elle augmente avec ce débit, qui mesure aussi l'efficacité du radiateur. Voici, approximativement, l'influence du radiateur frontal.

L'augmentation de résistance causée par la présence d'un radiateur-frontal est due à deux causes principales :

1° La troncature de l'avant du fuselage, que nous supposons muni, initialement, d'un avant



pointu ou légèrement arrondi, comme l'indiquent les tracés des carènes de moindre résistance ;

2° Le passage ou débit d'air à travers le radiateur quand le dispositif thermo-régulateur est plus ou moins ouvert.

1° *Augmentation de résistance due à la troncature avant.* — Elle correspond, en quelque sorte, à celle due au radiateur frontal avec dispositif thermo-régulateur hermétiquement fermé.

En étudiant un certain nombre de résultats expérimentaux relatifs à des troncatures plus ou moins importantes à l'avant de fuselages à maître-couple rond ou rectangulaire, j'ai trouvé que la résistance unitaire  $C_{(f, rf)}$  du fuselage avec troncature de surface  $S_r$ , pouvait se représenter par la formule

$$C_{(f, rf)} = C_f + 0,6 \left( \frac{S_r}{S_f} \right)^3$$

dans laquelle :

$C_f$  est la résistance unitaire du fuselage caréné à l'avant et  $S_f$  est la surface du maître-couple du fuselage.

2° *Augmentation de résistance due au passage d'air à travers le radiateur.* — Le débit d'air varie évidemment avec le degré de perméabilité du réseau cellulaire qui constitue le radiateur, et avec le nombre, la disposition et la grandeur des événements qui servent à l'évacuation de l'air chaud.

En étudiant un certain nombre de résultats expérimentaux traitant de cette question, j'ai trouvé que l'augmentation de la résistance unitaire était proportionnelle au carré du débit d'air à travers le radiateur (ou au carré de la vitesse

#### L'AVIATION ACTUELLE

de passage de l'air à travers le radiateur). Ce résultat est assez normal, parce que cette augmentation de résistance correspond aux chocs et au frottement de l'air dans les cellules du radiateur. Comme celles-ci sont en général un peu rugueuses, toutes ces résistances doivent être assez rigoureusement proportionnelles au carré de la vitesse.

En outre, le coefficient de proportionnalité est bien défini et calculable comme suit. Soit  $S_r$  la surface du radiateur frontal et soit  $C_r$  sa résistance unitaire quant il est à l'état isolé. Dans ces mêmes conditions, la vitesse de passage d'air à travers le radiateur serait  $v_{ro}$ . Si le radiateur  $S_r$  était ajouté, par juxtaposition à côté du fuselage initial, la résistance unitaire de l'ensemble : fuselage + radiateur, serait

$$\frac{C_f S_f + C_r S_r}{S_f + S_r} = C_{(f+r)}$$

L'augmentation de résistance unitaire serait, dans ces conditions

$$\Delta C_{(v_{ro})} = C_{(f+r)} - C_f.$$

Les expériences ont montré que : pour un radiateur frontal de même constitution et de même surface  $S_r$ , l'augmentation de résistance due à la vitesse de passage d'air  $v_r$  était donnée par l'expression :

$$\Delta C_{f(v_r)} = \left( \frac{v_r}{v_{ro}} \right)^2 [C_{(f+r)} - C_f].$$

En résumé, la résistance unitaire totale d'un fuselage (de résistance initiale  $C_f$ ) muni d'un radiateur frontal de surface  $S_r$  sera

# ÉTUDE AÉRODYNAMIQUE DE L'AVION

$$C_{(f,r)} = C_f + 0,6 \left( \frac{S_r}{S_f} \right)^3 + \left( \frac{v_r}{v_{ro}} \right)^2 \left[ \frac{C_f S_f + C_r S_r}{S_f + S_r} - C_f \right].$$

*Exemple numérique.* — Soit un fuselage caréné à l'avant et ayant comme résistance unitaire (sans pare-brise, ni appui, sans train d'atterrissage, ni empennage, etc.) :

$C_f = 0,088$  et de section  $S_f = 1$  mètre carré.

Calculons la résistance du même fuselage avec radiateur frontal, surface :  $S_r = 1/2 S_f$ , de résistance :  $C_r = 0,72$  à l'état isolé, en supposant que le rapport

$$\left( \frac{v_r}{v_{ro}} \right) = 0,66$$

On aura

$$\begin{aligned} C_{(f,r)} &= C_f + 0,075 + 0,435 \left( \frac{0,088 + 0,36}{1,5} - 0,088 \right) \\ &= 0,088 + 0,075 + 0,0918 = 0,255. \end{aligned}$$

On voit, par cet exemple numérique, qui correspond à des proportions moyennes très admissibles, la majoration importante de la résistance unitaire due à la présence du radiateur frontal.

Un radiateur isolé de même pouvoir de refroidissement aurait une surface frontale réduite dans le rapport

$$\frac{v_r}{v_{ro}} = 0,66$$

soit

$$0,5 \times 0,66 = 0,33.$$

Si on ajoute ce radiateur en dehors du fuselage initial la résistance de l'ensemble serait

$$0,088 \times 1 + 0,33 \times 0,72 = 0,325$$

#### L'AVIATION ACTUELLE

en la rapportant à la seule surface  $S_f = 1$  mètre carré.

A partir des formules précédentes on peut établir la valeur du rapport  $S_r/S_f$  à partir de laquelle le système : fuselage caréné + radiateur isolé, devient préférable, au point de vue

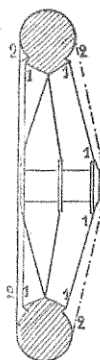


Fig. 14. — Roue d'avion. Influence de diverses dispositions d'entoilage.

1 <sup>o</sup> Roue avec entoilage suivant les lignes, 1, 1, 1, 1	$C = 0,46$ p VD = 29 m <sup>2</sup> :sec
	$C = 0,40$ — 38,5 —
	$C = 0,34$ — 47 —
2 <sup>o</sup> Roue avec entoilage suivant les lignes, 2, 2, 2, 2	$C = 0,425$ — 29 —
	$C = 0,342$ — 38,5 —
	$C = 0,254$ — 47 —

aérodynamique, au fuselage avec radiateur frontal. Il faut tenir compte, en outre, du poids supplémentaire dû au radiateur frontal et des avantages pratiques dus à l'adoption du radiateur isolé (démontage, accessibilité du moteur, etc.).

LES ARMATURES ET LE HAUBANNAGE. — En ce qui concerne les montants et les fils cylindriques, le tableau donne les coefficients unitaires, très variables avec le produit vitesse-dia-

mètre, pour tous les corps cylindriques depuis les diamètres les plus faibles jusqu'aux diamètres les plus grands. Les résistances correspondant à ces formes sont considérables; aussi, on tend de plus en plus à les remplacer par des formes fuselées.

En ce qui concerne les fils fuselés lenticulaires on peut adopter  $C = 0,40$  pour  $V = 40$  m. : sec. jusqu'à  $C = 0,356$  pour  $V = 80$  m. : sec.

Pour les montants fuselés, l'allongement de profil le plus favorable varie de 3 à 3,5. Lorsque la surface est bien polie et que le tracé du profil est suffisamment correct on peut adopter le coefficient  $C = 0,0800$ . Toutefois ce coefficient évolue avec  $VD$  comme l'indique le tableau.

#### LES COQUES D'HYDRAVIONS ET LES FLOTTEURS.

— Ces éléments, appelés à travailler dans l'eau ou sur l'eau pendant les périodes d'envol et d'amerrissage, ne peuvent être caractérisés, aux points de vue aérodynamique et hydrodynamique, par le coefficient unitaire de résistance à l'avancement que nous avons défini précédemment.

Leurs qualités portantes, en tant qu'éléments subissant une certaine poussée archimédienne due à leur immersion totale ou partielle dans l'eau, doivent faire intervenir leur volume  $W$ . Par suite, leur résistance aérodynamique totale doit être rapportée : 1° à l'unité de pression dynamique  $1/2 \rho V^2$  et 2° à  $W^{2/3}$ , qui est homogène à une surface fictive tenant compte implicitement des qualités moyennes de sustentation due à la poussée hydrostatique. On fait souvent de même pour exprimer les caractéristiques aérodynamiques des carènes de ballons dirigeables.

Pour les coques et les flotteurs d'hydravion les poussées et traînées unitaires pourront donc s'exprimer par les relations

$$\Gamma_x = \frac{F_x}{W^{2/3} \rho_{/2} V^2} \quad \text{et} \quad \Gamma_z = \frac{F_z}{W^{2/3} \rho_{/2} V^2}$$

W étant le volume total,

$F_x$  et  $F_z$  les composantes de la résistance aérodynamique parallèle et perpendiculaire au vent relatif.

Connaissant la surface S du maître-couple on retrouverait les coefficients unitaires habituels par les relations

$$C_x = \Gamma_x \frac{W^{2/3}}{S} \quad \text{et} \quad C_z = \Gamma_z \frac{W^{2/3}}{S}$$

*Les lois de similitude* en ce qui concerne la résistance aérodynamique des fuselages, carénages, coques et flotteurs d'hydravions, etc., peuvent être déduites des mesures faites au laboratoire aérodynamique à des vitesses variées et sur des modèles de différentes dimensions. Dans ces conditions, on ne réalise pas toute la gamme des produits vitesse  $\times$  dimensions applicables à la pratique, mais on peut mettre en évidence la loi probable d'évolution des résistances avec l'augmentation de ces deux quantités. M. Walter Diehl<sup>1</sup>, en faisant cette étude, a trouvé que la résistance aérodynamique  $F_{x(G)}$ , en vraie grandeur, est liée à la résistance aérodynamique  $F_{x(m)}$  d'un modèle réduit par la relation

$$F_{x(G)} = F_{x(m)} \left( \frac{VL}{vl} \right)^{1,9}$$

1. Walter Diehl. « Tests on airplanes fuselages, floats and hulls », Report n° 236 de l'U. S. — N. A. C. A.

# ÉTUDE AÉRODYNAMIQUE DE L'AVION

$v$  étant la vitesse d'essai du modèle réduit dont  $l$  est une dimension caractéristique : la longueur totale par exemple,

$V$  et  $L$  étant la vitesse et la dimension correspondantes pour le fuselage en vraie grandeur.

Pour les applications pratiques on peut utiliser la relation

$$F_{x(a)} = K F_{x(m)} \left( \frac{VL}{vl} \right)^2$$

$K$  étant un facteur de correction qui dépend du rapport  $\left( \frac{VL}{vl} \right)$  et dont le tableau ci-dessous donne la loi de variation.

$\left( \frac{VL}{vl} \right)$	1	5	10	15	20	25	30	35	40
$K$	1	0,85	0,79	0,765	0,74	0,725	0,715	0,705	0,69

Ces corrections ne sont légitimes que si le modèle réduit est bien conforme à la vraie grandeur en tant que similitude géométrique. Cette condition n'est pas toujours réalisée en ce qui concerne la présence des radiateurs frontaux et des évents du capotage moteur.

c) Les résistances passives dues aux empenages. — Des expériences assez récentes ont montré qu'il y avait intérêt à donner aux surfaces d'empenage horizontales et verticales un profil biconvexe symétrique. Ainsi une surface plane telle que (1) (fig. 15) à bords arrondis et de faible

épaisseur relative,  $e/l = 3,33$  p. 100, aura une résistance unitaire :  $C_{x_1} = 0,0224$ , rapportée à la surface projection. La résistance unitaire rapportée à la surface frontale serait, dans ces mêmes conditions,  $C_1 = 0,672$ . Une surface telle que (2) ayant une section biconvexe symétrique, d'épaisseur relative maximum  $e/l = 5,5$  p. 100, aura les résistances unitaires suivantes :  $C_{x_2} = 0,0102$  ou

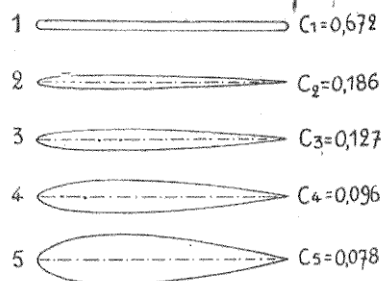


Fig. 15. — Comparaison de différentes formes de profils d'empennages au point de vue résistance aérodynamique à l'angle de portance nulle.

$C_2 = 0,186$ . Avec ces mêmes profils, nous pourrions augmenter considérablement l'épaisseur relative maximum, tout en conservant des résistances unitaires bien inférieures à celles de la surface plane. C'est ainsi que nous aurons successivement :

Profil (3)	$e/l = 8,5$ p. 100	$C_{x_3} = 0,0108$	$C_3 = 0,127$
Profil (4)	$= 12,5$ —	$C_{x_4} = 0,0120$	$C_4 = 0,096$
Profil (5)	$= 19,7$ —	$C_{x_5} = 0,0154$	$C_5 = 0,0783$

Au point de vue de l'utilisation pratique pour des surfaces d'empennage, la comparaison des qualités aérodynamiques des cinq formes précé-



dentente doit être faite avec les valeurs de la résistance unitaire  $C_x$  rapportée à la surface projection. Les valeurs indiquées ci-dessus montrent très clairement la diminution de résistance obtenue par l'emploi de profils biconvexes symétriques. Mais en outre, il convient d'ajouter : qu'un empennage constitué par une plaque plane mince, telle que (1), devra être consolidé extérieurement par des armatures telles que : jambes de forces, haubans, etc. A égalité de surface d'empennage, la résistance de ces armatures extérieures devra être ajoutée à la résistance de l'empennage plan pour être comparée équitablement à la résistance d'un empennage fuselé tel que (4) ou (5). Ces derniers profils ont une épaisseur relative maximum qui permet : le logement à « l'intérieur » du profil d'une armature suffisamment robuste par elle-même. On sait que le module d'inertie, qui caractérise, toutes choses égales d'ailleurs, la robustesse d'une armature, est proportionnel au cube des dimensions dans le sens des efforts appliqués. Ainsi, dans le cas des armatures contenues à l'intérieur des profils tels que (4) ou (5), dont l'épaisseur maxima sera 3,75 ou 5,9 fois celle de l'empennage (1), l'indice de robustesse sera 53 ou 205 fois plus grand. On conçoit que de telles armatures puissent suffire par elles-mêmes à l'obtention du coefficient de sécurité désiré.

D'ailleurs, de tels empennages pourront avoir une épaisseur variable, diminuant rationnellement depuis la section d'encastrement jusqu'aux sections extrémales, pour les surfaces travaillant en « cantilever ». On obtiendra ainsi, à égalité de solidité et de surface, le minimum de résistance

#### L'AVIATION ACTUELLE

passive et le minimum de poids de construction.

Ajoutons encore que de tels profils biconvexes relativement épais sont également préférables aux surfaces planes en ce qui concerne la grandeur des réactions aérodynamiques normales. Comme ces réactions caractérisent l'effet de l'empennage, on peut dire que pour une même efficacité d'empennage les dimensions superficielles de ceux à profils biconvexes pourront être plus petites que celles des empennages minces et plans. Dans ce cas le bénéfice de poids, de robustesse et de résistance aérodynamique devient plus notable encore.

Au point de vue aérodynamique, nous devons compléter l'exposé précédent par les remarques ci-après. Ce complément est justifié par le fait que les profils biconvexes symétriques ou les profils dérivés sont aussi utilisés pour les ailes sustentatrices.

Il est intéressant de reprendre la comparaison des profils précédents après avoir retranché des valeurs de la résistance unitaire totale  $C_x$  les résistances unitaires dues au frottement superficiel.

Pour le calcul de la résistance unitaire de frottement sur des profils biconvexes symétriques on peut, en première approximation, appliquer les formules données précédemment pour le calcul du frottement sur les surfaces planes. Toutefois, il est préférable, pour un calcul plus exact, de tenir compte du fait que la répartition des pressions dynamiques sur le contour des profils biconvexes n'est pas uniforme. On observe l'existence prépondérante de dépressions dynamiques (fig. 17 a) et les vitesses correspondantes sont supérieures à la vitesse du mouvement relatif. Par suite, à égalité de coefficient de frottement, les composantes tangentielles, sur la majeure partie des éléments du profil, seraient augmentées dans le rapport du carré de la vitesse au droit de l'élément au carré de la vitesse du courant non perturbé. A vrai dire les expériences sur ce point sont assez limitées. En utilisant les résultats des

# ÉTUDE AÉRODYNAMIQUE DE L'AVION

mesures des pressions sur des profils biconvexes symétriques il semble que la majoration indiquée précédemment, calculée pour l'ensemble du profil, peut se calculer par la relation :

$$C_{f(e)} = C_{f(o)} (1 + 1,11 e/l)$$

dans laquelle :

$C_{f(o)}$  serait le coefficient de frottement à appliquer pour le cas des profils biconvexes.

$C_{f(o)}$  est le coefficient de frottement d'une surface plane de même profondeur ou plus généralement pour le même produit vitesse  $\times$  dimensions.

$e/l$  est l'épaisseur relative maximum du profil biconvexe symétrique.

Ainsi, par exemple, pour  $e/l = 0,175$  on aura :

$$C_{f(e)} = C_{f(o)} \times 1,194.$$

Si nous faisons le calcul pour les profils cités précédemment nous aurons : pour  $(V \times l) = 24 \text{ m}^2 : \text{sec.}$

$$C_{f(o)} = 0,0038$$

soit :

$$C_{xf(o)} = 0,0076$$

et le tableau ci-dessous donne les résultats du calcul :

Forme du profil . . . .	(1)	(2)	(3)	(4)	(5)
Résistance unitaire totale . . . . . $C_x =$	0,0224	0,0102	0,0108	0,0120	0,0154
Epaisseur relative maximum ( $e/l$ ) en p. 100 .	3,3	5,5	8,5	12,5	19,5
Résistance unitaire due au frottement $C_{xf}$ . .	0,0076	0,0081	0,00830	0,00865	0,00925
Résistance unitaire due aux pressions $C_{xp}$ . .	0,0148	0,0021	0,0025	0,00335	0,00615
Résistance unitaire frontale (Résistance due aux pressions, mais rapportée à la section diamétrale ( $S = e \times l$ )) $C_p =$	0,45	0,0382	0,0295	0,0268	0,0315

#### L'AVIATION ACTUELLE

On voit qu'au point de vue aérodynamique, c'est le profil (4) qui a une forme optimum et que sa résistance de forme  $C_p$  est seulement  $1/17$  de celle d'un profil plat à bords arrondis. On voit aussi que cette résistance de forme du profil (4) est seulement le  $1/4$  de la résistance totale.

Enfin, pour ces profils biconvexes symétriques on a, en moyenne :

$$C_{x_0} = C_{x_{f(0)}} + 0,175 \left( \frac{e}{l} \right)^2 = C_{x_{f(0)}} (1 + 1,11 \frac{e}{l} + 0,152 \left( \frac{e}{l} \right)^2),$$

d'après les valeurs expérimentales de la résistance *totale* à l'angle de portance nulle.

Le terme  $(e/l)^2$  contiendrait donc, *globalement*, les augmentations des résistances partielles de frottement et de forme. Cette formule peut être utilisée pratiquement, avec une bonne approximation, pour le calcul de la résistance unitaire *totale* d'une aile biconvexe symétrique en vraie grandeur.

Dans le cas des modèles réduits essayés dans les laboratoires aérodynamiques, on observe que les résistances unitaires sont plus faibles que celles données par la formule ci-dessus. Toutefois l'augmentation en  $(e/l)^2$  est confirmée. Tout se passe dans ce cas, comme si la résistance de frottement pour une plaque plane sans épaisseur était plus petite que celle qu'on mesure quand la plaque mince a une profondeur appréciable dans le sens du mouvement. Certaines expériences sur l'écoulement de l'air autour des plaques planes montrent effectivement que les lois du frottement superficiel ne s'établissent qu'au delà des premiers éléments de la surface frottante. Sur une profondeur plus ou moins grande, mais qui est de l'ordre des dimensions des modèles réduits, l'intensité du frottement est diminuée. C'est ce qui explique que la résistance unitaire des modèles réduits d'ailes biconvexes symétriques est plus petite que celle calculée par la formule précédente. Mais cette formule est certainement valable pour les ailes en vraie grandeur avec la valeur :

$$C_{x_{f(0)}} = 0,01224 (Vl)^{-0,15}$$

#### APPLICATION NUMÉRIQUE.

1° Calculer la résistance à l'avancement, à l'incidence  $0^\circ$ ,

## ÉTUDE AÉRODYNAMIQUE DE L'AVION

pour une aile à profil biconvexe symétrique ayant les dimensions suivantes :

Envergure,  $L = 10$  mètres. Profondeur,  $l = 2$  mètres.  
Épaisseur maximum,  $e = 0^m,30$ . Vitesse de déplacement,  $50$  m : sec.

On a, comme dans l'exemple de la surface plane :

$$C_f = 0,00311 \text{ pour } V_l = 100 \text{ m}^2 : \text{sec.}$$

D'autre part :

$$e/l = \frac{0,30}{2} = 0,15.$$

Par suite on aura :

$$C_{x_0} = 0,00622 + 0,175 \times (0,15)^2 = 0,01017.$$

La résistance à l'avancement sera donc :

$$F_x = 0,01017 \times 20 \times \frac{50^2}{10} = 31,8 \text{ kgs.}$$

La puissance correspondante sera :

$$P_u = 31,8 \times 50 = 1.590 \text{ kgm : sec.}$$

La puissance motrice, avec un rendement propulsif de  $0,75$ , serait

$$P_m = \frac{1.590}{0,75} = 2.120 \text{ kgm (28,3 chx).}$$

2° Calculer la résistance à l'avancement à l'incidence  $0^\circ$ , pour  $V = 50$  m : sec, d'un empennage biconvexe symétrique ayant les dimensions suivantes :

Envergure,  $L_e = 4$  mètres. Profondeur,  $l_e = 1^m,3$ . Épaisseur,  $e = 0^m,130$ .

On aura :

$$C_f = 0,00326 \text{ pour } V_{l_e} = 65 \text{ m}^2 : \text{sec}$$

et par suite :

$$C_{x_0} = 0,00652 + 0,175 \times (0,1)^2 = 0,00827$$

d'où :

$$F_x = 0,00827 \times 5,2 \times \frac{50^2}{10} = 6,8 \text{ kgs.}$$

§ 2. — ÉTUDE DES ORGANES SUSTENTATEURS

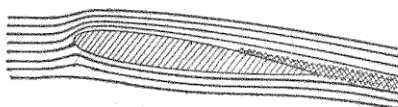
Nous examinerons dans cette étude les caractéristiques aérodynamiques des voilures sustentatrices et leurs variations qui dépendent du profil, de la forme et de la juxtaposition des ailes. En vue de rester le plus strictement dans le domaine des applications pratiques nous nous attacherons plus spécialement aux caractéristiques des ailes d'envergure finie ; nous mentionnerons cependant que les propriétés et le tracé des profils d'ailes sustentatrices découlent de l'étude théorique de l'aile d'envergure illimitée.

a) Calcul des ailes monoplanes. — Considérons une aile sustentatrice ayant un profil biconvexe symétrique analogue à ceux que nous avons étudiés précédemment pour les empennages d'avion. Quand la ligne moyenne du profil fait un angle nul avec la direction du mouvement relatif, (fig. 16 a) nous savons que la résultante des actions aérodynamiques est une résistance à l'avancement, qui se réduit presque à la seule résistance de frottement pour les profils corrects et peu épais. Les molécules fluides, écartées par le profil, reprennent à une distance faible, en arrière, une trajectoire rectiligne parallèle à la trajectoire initiale. Au voisinage de l'aile elles suivent des trajectoires incurvées, symétriques par rapport à la ligne moyenne ou axe du profil. On conçoit, que dans ces conditions, les composantes normales aux éléments du contour aient une résultante nulle suivant la normale à la direction du mouvement. On dit alors que le profil travaille à l'angle de portance nulle.

Si nous inclinons l'axe du profil sur la direction du mouvement relatif la symétrie de l'écoulement primitif est détruite (fig. 16 *b*). Un nouvel écoulement prend naissance dans lequel les trajectoires des molécules fluides sont différentes en dessous et en dessus de l'aile et comportent des vitesses également différentes en grandeur. En arrière de l'aile nous constatons que les trajectoires du fluide ont une direction différente de



a) Lignes de courant à l'angle de portance nulle.



b) Lignes de courant à un angle d'incidence modéré.

Fig. 16. — Aile monoplane à profil biconvexe.

leur direction primitive. Dans l'exemple considéré ces trajectoires sont « défléchies » vers le bas.

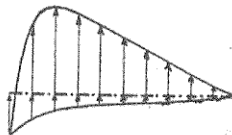
Cette déflexion du courant, produite sous la contrainte de l'aile inclinée, amène une réaction du courant sur l'aile. Cette réaction sera évidemment dirigée en sens inverse de la contrainte imposée par l'aile à la masse d'air influencée.

Dans ces mêmes conditions les pressions dynamiques sur le contour extérieur du profil ont également cessé d'être symétriques par rapport à l'axe du profil (fig. 17). Sur le dessous ou intrados

de l'aile : nous mesurerons des surpressions et sur le dessus ou extradors : nous trouverons des dépressions. L'ensemble de ces pressions dynamiques élémentaires donnera une résultante légèrement inclinée en arrière de la normale à la direction du mouvement relatif. Si nous mesurons la résultante globale sur l'aile nous la trouverons



a) Distribution des pressions dynamiques à l'angle de portance nulle (symétrie complète sur l'intrados et sur l'extrados).



b) Distribution des pressions dynamiques à un angle d'incidence modéré.

Fig. 17. — Aile monoplane à profil biconvexe.

encore un peu plus inclinée vers l'arrière par suite des composantes tangentielles dues au frottement de l'air sur le contour.

Une exploration des vitesses du fluide au voisinage du profil montre que la grandeur des vitesses relatives est accrue dans les zones de dépressions et diminuée dans les zones de surpressions. Tout se passe, en quelque sorte, comme si on superposait à l'écoulement primitif (celui qui correspond à l'angle de portance nulle), un courant circulaire, ou cyclique, tournant autour du profil dans le sens indiqué par la figure 18. En composant géométriquement les vitesses dues à



ces deux courants on verrait que les vitesses résultantes en chaque point évoluent en accord avec la distribution des pressions dynamiques.

Si nous augmentons l'inclinaison ou incidence de l'aile sur le courant nous verrons se modifier la répartition et l'intensité des pressions dynamiques sur le profil et la résultante correspondante augmentera. On vérifie que la composante normale au courant d'air augmente proportion-

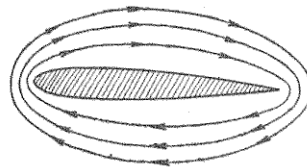


Fig. 18. — Circulation autour de l'aile biconvexe.

nnellement à l'angle d'incidence, tant que cet angle reste inférieur à une quinzaine de degrés. Au delà de cette valeur la composante normale croît plus lentement, puis elle passe par un maximum, pour décroître ensuite.

La composante horizontale croît constamment avec l'angle d'incidence et par suite avec la sustentation. Au voisinage du maximum de cette dernière la composante horizontale croît beaucoup plus rapidement avec l'angle d'incidence.

Il y a donc un domaine limité des angles d'incidence dans lequel l'écoulement du fluide autour du profil présente une allure régulière, avec production de composantes sustentatrices progressivement croissantes. Au delà de ce domaine l'écoulement de l'air autour du profil est modifié

à nouveau et l'expérience montre que cette perturbation est due aux décollements des filets fluides sur l'extrados du profil (fig. 19). Comme dans le cas du cylindre circulaire et de la sphère, le fluide cesse d'obéir, en partie, à la contrainte que lui impose le profil, très incliné sur la direction primitive. Ces décollements s'accompagnent de mouvements tourbillonnaires et une grande

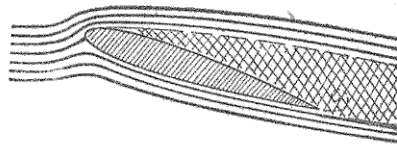


Fig. 19. — Aile monoplane à profil biconvexe. Lignes de courant à un angle d'incidence trop grand montrant des décollements importants sur l'extrados du profil.

résistance à l'avancement résulte de ces perturbations.

Pour le moment nous ne considérons que le domaine des angles d'incidence dans lequel l'écoulement se fait sans décollements importants le long du profil. Dans ces conditions, l'augmentation de l'incidence du profil est le moyen d'augmenter la résultante des pressions dynamiques et par conséquent la réaction utile ou sustentation.

La théorie et l'expérience montrent que, pour un même profil et un même angle d'incidence, la résultante est d'autant plus voisine de la normale au courant d'air, que l'aile est plus étendue dans le sens perpendiculaire au courant d'air. Théoriquement cette résultante serait normale au courant pour une aile d'envergure illimitée. C'est donc la limitation de l'envergure qui pro-

duit la composante de résistance à l'avancement due à l'inclinaison du profil et qui s'ajoute à la résistance qu'on observait à l'incidence nulle.

Examinons donc ce qui se passe aux extrémités de l'envergure de l'aile. Les dépressions de l'extrados et les surpressions de l'intrados doivent, évidemment, cesser d'exister avec la limitation de l'aile. Il résulte, en ces zones marginales, une perturbation notable de l'écoulement

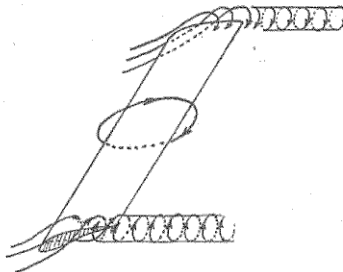


Fig. 20. — Influence de la limitation de l'envergure.  
Formation des tourbillons marginaux.

du fluide autour du profil et au delà de celui-ci. Le fluide, comprimé dans la zone d'intrados du profil, échappant à la contrainte de celui-ci, tend à contourner l'extrémité de l'aile pour venir combler la zone des dépressions de l'intrados. On constate en effet qu'il se forme en ces régions extrémales deux courants tourbillonnaires tournant en sens inverses (fig. 20), et qui se propagent dans le fluide jusqu'à une distance considérable en arrière de l'aile.

Ces perturbations marginales ont une répercussion sur toute l'envergure de l'aile. Il en résulte une modification de la répartition théorique

#### L'AVIATION ACTUELLE

des pressions dynamiques et de la direction du fluide en arrière du profil.

On comprend que l'influence de ces perturbations marginales sera d'autant plus importante, pour un profil donné, que l'envergure sera plus petite.

L'expérience montre que la résistance à l'avancement due à l'inclinaison du profil est inversement proportionnelle à l'allongement de l'aile c'est-à-dire au rapport  $L/l$  de l'envergure à la profondeur dans le cas des ailes rectangulaires. Le coefficient de cette proportionnalité inverse peut être calculé théoriquement et l'expérience le vérifie avec une très bonne approximation.

En résumé, la résistance à l'avancement d'une aile sustentatrice se compose de deux parties. L'une de ces parties ne dépend principalement que de la forme du profil ; pour cette raison on l'appelle *résistance* ou *traînée de profil*. Pour les profils de forme convenable et dans le domaine des angles d'incidence utilisés en aviation, cette traînée de profil comprend la part due au frottement superficiel, la part due à l'épaisseur et celle due à la courbure. Nous avons vu précédemment que pour les profils biconvexes symétriques, peu épais, la part due au frottement est prépondérante. Il en est de même pour des profils moyennement incurvés. Quoi qu'il en soit, cette traînée de profil peut être calculée, avec une certaine approximation, en utilisant des formules empiriques déduites des expérimentations méthodiques exécutées dans les laboratoires aérodynamiques. Pour ce qui concerne la part due au frottement il conviendra de tenir compte de l'augmentation des composantes tangentielles

du fait de la répartition des vitesses sur le contour du profil. Dans ce cas on trouve que la résistance de frottement augmente avec l'angle d'incidence, c'est-à-dire avec la grandeur de la sustentation. De toutes manières cette composante de la résistance sera minimum, toutes choses égales d'ailleurs, quand la surface extérieure du profil sera bien polie.

L'autre partie de la résistance à l'avancement de l'aile sustentatrice est indépendante de la forme du profil. Elle ne dépend que des dimensions relatives et de la forme en plan des ailes. On l'appelle *résistance auto-induite* ou *résistance induite* parce qu'elle provient de l'influence des tourbillons marginaux sur la répartition des pressions dynamiques autour du profil incliné et le long de l'envergure de l'aile. Cette résistance induite peut être calculée théoriquement et l'on a vérifié expérimentalement qu'elle est effectivement proportionnelle au carré du rapport de la sustentation à l'envergure de l'aile.

Le coefficient de proportionnalité est numériquement déterminé pour les différentes formes en plan des ailes sustentatrices monoplanes (ailes rectangulaires, elliptiques, trapézoïdales, etc.).

Cette réduction de la résistance induite avec l'allongement des ailes s'accompagne d'un autre avantage au point de vue de la grandeur de la sustentation. Nous avons vu plus haut que la composante sustentatrice augmente avec l'angle d'incidence. Mais la théorie et l'expérience montrent que l'angle d'incidence nécessaire pour produire une sustentation déterminée est d'autant

plus petit, pour un profil donné, que l'allongement de l'aile est plus grand. On est donc amené à considérer que l'angle d'incidence à donner à une aile (fig. 21), pour obtenir un effort sustentateur déterminé, se compose aussi de deux parties :

1° Un angle d'incidence théorique qui dépend de la forme du profil et qui correspond à l'angle qu'il faudrait donner à une aile d'envergure infinie pour produire la sustentation désirée ;

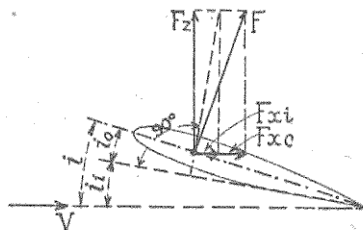


Fig. 21. — Réactions aérodynamiques sur l'aile d'envergure limitée.

2° Un angle d'incidence qui ne dépend que de la forme et des proportions de l'aile.

On l'appelle aussi *angle auto-induit* ou *angle induit*. Il est proportionnel à la sustentation et inversement proportionnel au carré de l'envergure. Le coefficient de proportionnalité étant sensiblement le même que pour la résistance induite.

Il résulte de ce qui précède que le calcul complet des composantes unitaires de la résultante aérodynamique et des angles d'incidence correspondants peut être fait pour une aile monoplane de proportions quelconques. En général, ce calcul

se fera à partir des valeurs expérimentales déterminées pour chaque profil avec un modèle réduit d'allongement déterminé. On élimine ainsi toute incertitude ou imprécision sur les valeurs de la résistance de profil et de l'angle d'incidence théorique.

Les éléments de ce calcul sont indiqués dans la note ci-dessous, avec ceux relatifs au calcul des cellules multiplanes dont nous allons parler maintenant.

*b) Calcul des cellules multiplanes.* — Si l'on constitue le sustentateur par la superposition de deux ou plusieurs ailes monoplanes, les phénomènes indiqués précédemment se conservent quantitativement et il se produit, en outre, entre les diverses ailes de la cellule biplane ou multiplane, des interactions qui modifient la grandeur des composantes de la réaction aérodynamique.

Pour chacune des ailes constitutives de la cellule sustentatrice, la résistance à l'avancement comprendra :

- 1° La résistance théorique ou traînée de profil ;
- 2° La résistance auto-induite due aux tourbillons marginaux de l'aile considérée comme isolée ;
- 3° Les résistances induites dues aux interactions des autres ailes sur l'aile considérée.

De même, l'angle d'incidence, à donner à chacune des ailes pour l'obtention d'une sustentation déterminée, comprendra :

- 1° L'angle théorique ;
- 2° L'angle auto-induit ;
- 3° La somme des angles induits dus aux interactions des autres ailes.

#### L'AVIATION ACTUELLE

Comme précédemment, le calcul de ces quantités peut être fait à l'aide des formules de la théorie des ailes sustentatrices (voir note ci-dessous). Les expériences vérifient bien les valeurs ainsi calculées.

Dans la pratique on considère préférablement, pour les cellules multiplanes, la résistance induite totale et l'angle induit total. Les valeurs de cette résistance induite totale caractérisent les propriétés aérodynamiques de chaque combinaison d'aile et font apparaître l'influence de l'entreplan et l'influence des proportions de chacune des ailes.

Il est indispensable d'indiquer ici les principales formules et coefficients utilisés dans le calcul des cellules sustentatrices.

**AILES MONOPLANES.** — Soient  $F_x$  et  $F_z$  (fig 21), les composantes parallèles et normales au mouvement relatif pour une aile isolée de surface  $S$  et d'envergure  $L$ . Soient  $C_x$  et  $C_z$  les coefficients unitaires correspondants et définis comme il a été dit.

La traînée totale  $F_x$  est égale à la somme de la traînée de profil  $F_{x_0}$  et de la traînée induite  $F_{xi}$ , soit :

$$F_x = F_{x_0} + F_{xi}$$

ou encore :

$$C_x = C_{x_0} + C_{xi}.$$

De même, l'angle d'incidence  $i$  à donner à l'aile pour produire la sustentation  $C_z$  est la somme de l'angle d'incidence théorique  $i_0$  et de l'angle induit  $i_i$ ; soit :

$$i = i_0 + i_i$$

nous verrons plus loin la détermination de  $C_{x_0}$  et de  $i_0$ . En ce qui concerne  $C_{xi}$  et  $i_i$ , la théorie des ailes sustentatrices d'envergure finie (Théorie de Prandtl) conduit aux formules suivantes :



# ÉTUDE AÉRODYNAMIQUE DE L'AVION

$$\begin{cases} F_{xi} = \frac{F_z^2}{\pi q (kL)^2} \\ i_i = \frac{F_z}{\pi q (kL)^2} \times 57,3 \quad (i_i \text{ en degrés}). \end{cases}$$

qu'on peut écrire

$$\begin{cases} C_{xi} = \frac{C_z}{\pi} \frac{S}{(kL)^2} \\ i_i = \frac{C_z}{\pi} \frac{S}{(kL)^2} \times 57,3 \end{cases}$$

Le paramètre  $k$  dépend de la forme en plan de l'aile et doit être déterminé expérimentalement.

Le rapport  $\frac{k^2 L^2}{S}$  s'appelle fréquemment : l'allongement réduit ou effectif, parce que si l'on admet  $k = 1$  pour les ailes rectangulaires ce rapport devient égal à  $L^2/S = \lambda$ ;  $\lambda$  étant l'allongement géométrique de l'aile.

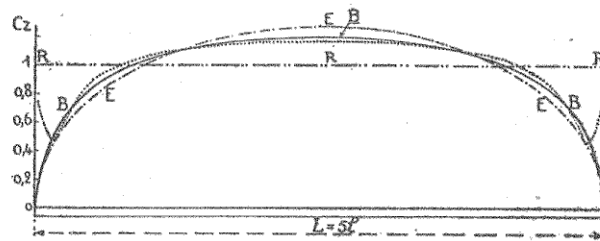


Fig. 22. — Comparaison des distributions de sustentations pour une aile rectangulaire d'allongement 5 et pour une même sustentation moyenne égale à 1. La courbe en pointillé représente la loi de distribution déterminée expérimentalement pour un angle d'incidence moyen.

La courbe EE correspond à la distribution elliptique. La courbe BB correspond à une distribution théorique se rapprochant de celle proposée par Betz.

La droite RR correspond à une distribution rectangulaire.

Pour les ailes monoplanes, sur lesquelles la répartition de sustentation suivant l'envergure peut être considérée comme étant elliptique, on a trouvé théoriquement :  $k = 1$ . C'est la traînée auto induite minimum. Une telle répartition de sustentation se produira sur des ailes dont la forme en

# L'AVIATION ACTUELLE

plan serait une ellipse ou une demi-ellipse, les profils successifs étant homothétiques et calés à la même incidence.

La répartition elliptique de la sustentation ne se produit pas rigoureusement sur les ailes dont la forme en plan est rectangulaire. A mesure que l'allongement augmente la distribution de sustentation devient de plus en plus uniforme et s'approche graduellement de la distribution rectangulaire (fig. 22). La trainée induite dans ce cas devient plus grande que celle qui correspond à une distribution elliptique. Les différences ne sont cependant pas très grandes et on les néglige assez couramment.

Cependant, pour un calcul correct dans le cas des ailes monoplanes rectangulaires, on pourra utiliser les coefficients  $k^2$  indiqués ci-dessous et calculés d'après des formules théoriques dues à Betz.

AILES MONOPLANES RECTANGULAIRES										
Valeurs de $k^2$ en fonction de $\lambda$ .										
$\lambda$	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
$k^2$	1	0,988	0,978	0,969	0,96	0,95	0,942	0,933	0,924	0,915

En définitive, la résistance unitaire  $C_x$  et l'angle d'incidence  $i$  d'une aile monoplane sont donnés par les formules :

$$\begin{cases} C_x = C_{x0} + \frac{C_s^2}{\pi} \frac{S}{(kL)^2} \\ i^0 = i_0 + \frac{C_s}{\pi} \frac{S}{(kL)^2} \times 57,3 \end{cases}$$

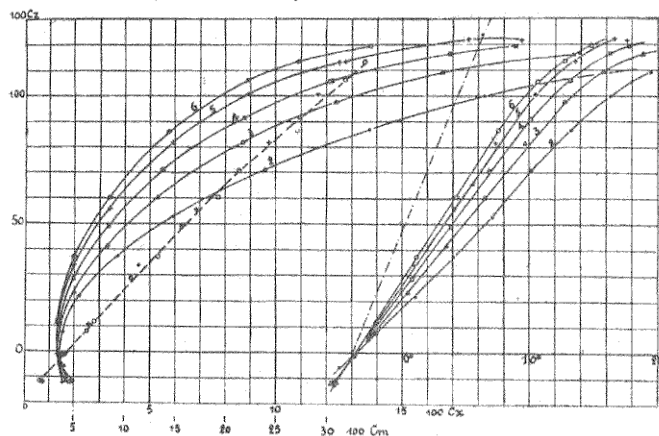
Si l'on a déterminé expérimentalement les valeurs de  $C_x$  et de  $i$  pour un profil et pour une aile (1) construite avec ce profil, on pourra calculer les composantes unitaires et l'angle d'incidence pour toute aile (2) ayant le même profil, en utilisant les relations :

$$\begin{cases} C_x(2) = C_x(1) = C_s \\ C_x(2) = C_x(1) + \frac{C_s^2}{\pi} \left[ \frac{S_2}{(k_2 L_2)^2} - \frac{S_1}{(k_1 L_1)^2} \right] \\ i^0_2 = i^0_1 + \frac{C_s}{\pi} \left[ \frac{S_2}{(k_2 L_2)^2} - \frac{S_1}{(k_1 L_1)^2} \right] 57,3 \end{cases}$$

70

# ÉTUDE AÉRODYNAMIQUE DE L'AVION

Aile SC 281 Profil Von Mises . Allongements 6,5,4,3 et 2



Aile SC 281 Allongements 6,5,4,3 et 2 Polaires ramenées à  $\lambda=5$   
 o:  $\lambda=6$  +:  $\lambda=5$  □:  $\lambda=4$  \*  $\lambda=3$  △  $\lambda=2$

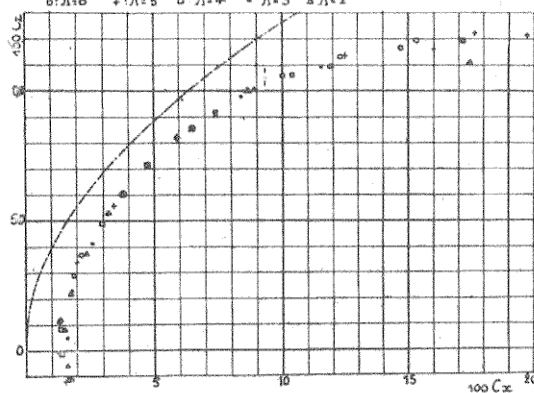


Fig. 23. — Ailes monoplanes d'envergure limitée.

- a) Polaires et courbes unitaires d'ailes d'allongements différents. —
- b) Points expérimentaux des polaires précédentes ramenées à l'allongement 5 par application du calcul de la résistance induite.

## L'AVIATION ACTUELLE

Ces relations expriment que les polaires des ailes d'allongement différent sont décalées les unes par rapport aux autres de quantités bien définies et proportionnelles à  $C_z^2$ . Elles ont donc l'aspect général de la figure ci-contre (fig. 23).

Dans le système d'axe  $OC_x$ ,  $OC_z$  on peut tracer *a priori* les paraboles représentant les valeurs de  $C_{xi}$  pour différents allongements. Si on ajoute aux abscisses  $C_{xi}$  de ces paraboles la valeur de  $C_{x0}$  correspondant au profil considéré on obtiendra la polaire calculée. Pour les bons profils d'aile, cette polaire calculée coïncide avec la polaire expérimentale dans le domaine des angles d'attaque pour lesquels le profil reste bon, c'est-à-dire pour lesquels il ne se produit pas de décollements.

En deçà et au delà de ce domaine la polaire expérimentale se détache plus ou moins de la polaire calculée.

Les formules précédentes s'appliquent également au calcul des cellules multiplanes. Les valeurs des paramètres  $K$  dépendent non seulement de la forme en plan des ailes mais en outre elles dépendent de l'entreplan relatif des

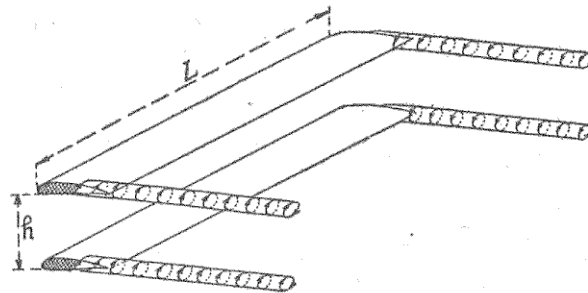


Fig. 24. — Cellule biplane d'entreplan relatif  $\frac{h}{L}$  avec l'ensemble des tourbillons marginaux.

ailes superposées, de leur décalage et de leur interinclinaison. Elles dépendent aussi des proportions relatives des ailes constitutives de la cellule.

Prandtl a établi les formules théoriques permettant de calculer les cellules biplanes en général et les cellules triplanes dans le cas des ailes de même envergure. Pour les

## ÉTUDE AÉRODYNAMIQUE DE L'AVION

cellules multiplanes il a donné des formules approximatives. Nous résumerons ci-après les éléments nécessaires au calcul des cellules.

*Cellules biplanes* (fig. 24). — Dans le cas le plus général, la cellule biplane sera composée de deux ailes inégales avec un entreplan quelconque. Nous supposons d'abord qu'il n'y a ni décalage, ni interinclinaison entre les deux ailes.

La résistance induite d'un biplan droit est donnée par la formule ;

$$C_{x_i(b)} = \frac{C_z^2}{\pi} \frac{S_{(b)}}{L_1^2} \left[ \frac{x^2}{\mu^2} + 2 \frac{x}{\mu} (1-x) \sigma + (1-x)^2 \right]$$

dans laquelle :

$S_{(b)}$  est la surface portante du biplan composé des ailes inégales (1) et (2).

$L_1$  est l'envergure de l'aile la plus grande;

$\mu = \frac{L_2}{L_1}$  est le rapport de l'envergure de l'aile la plus petite à l'envergure de l'aile la plus grande;

$x$  est le rapport de la sustentation  $F_z$  (2) de l'aile la plus petite à la sustentation totale  $F_{z(b)}$  du biplan. En d'autres termes on a

$$F_z(2) = F_{z(b)} \times x$$

et par suite

$$F_z(1) = F_{z(b)} \times (1-x).$$

Enfin,  $\sigma$  est le coefficient d'interaction (ou d'induction) mutuelle des deux ailes (1) et (2). Ce coefficient dépend du rapport des envergures ( $\mu$ ) et aussi de l'entreplan relatif moyen.

Si  $h$  est l'entreplan, le rapport  $h / \frac{L_1 + L_2}{2}$  sera l'entreplan relatif moyen.

La formule précédente exprime que la résistance induite de la cellule biplane est la somme des trainées auto-induites de chacune des ailes avec les trainées d'induction mutuelle.

Par analogie avec les formules générales données pour les ailes monoplanes nous pourrions écrire :

$$C_{x_i(b)} = \frac{C_z^2}{\pi} \frac{S_{(b)}}{K^2 L_1^2} \quad \text{et} \quad i_{i(b)} = \frac{C_z}{\pi} \frac{S_b}{K^2 L_1^2} \times 57,3$$

# L'AVIATION ACTUELLE

avec

$$K^2 = \frac{1}{\frac{x^2}{\mu^2} + 2 \frac{x}{\mu} (1-x) \sigma + (1-x)^2}$$

Prandtl a montré qu'il existe une valeur de  $x$ , pour chaque valeur de  $\mu$  et de  $h/\frac{L_1+L_2}{2}$ , qui rend  $K^2$  maximum et qui donne à  $C_x$  (b) la valeur minimum.

Cette valeur particulière de  $x$  est :

$$x_0 = \frac{\mu - \sigma}{\mu + \frac{1}{\mu} - 2\sigma}$$

et la valeur correspondante de  $K^2$  est alors

$$K_0^2 = \frac{\mu \left( \mu + \frac{1}{\mu} - 2\sigma \right)}{1 - \sigma^2}$$

En constituant le biplan avec les proportions imposées par la valeur  $x_0$  on aura la cellule de résistance minimum dans chaque cas particulier. Mais, en général, les proportions à donner aux ailes constitutives d'un biplan sont imposées au constructeur par d'autres considérations que celle du minimum de résistance aérodynamique.

D'autre part, autour de la valeur optimum  $x = x_0$ , le paramètre  $K^2$  varie très peu et par suite il est indispensable de connaître ce paramètre dans le cas général où  $x$  est quelconque.

Dans ce but, nous avons effectué le calcul de  $K^2$  par la formule générale pour différentes valeurs de  $\mu$ , et de l'entreplan relatif moyen  $h/\frac{L_1+L_2}{2}$ , en fonction du rapport  $L_2/L_1$  des cordes des ailes.

Il est facile de voir qu'on a

$$\frac{L_2}{L_1} = \frac{x}{1-x} \times \frac{1}{\mu}$$

Dans ce calcul, nous avons utilisé les valeurs du coefficient  $\sigma$ , données par la formule

$$\sigma = \frac{1}{1 + 5,3 \frac{h}{L_m}}$$

## ÉTUDE AÉRODYNAMIQUE DE L'AVION

Cette formule d'interpolation, donnée par Prandtl pour le cas des biplans à *ailes égales*, vérifie bien les résultats expérimentaux des Laboratoires aérodynamiques, tant pour les biplans à entreplans normaux, que pour les biplans fictifs qui interviennent dans le calcul de l'influence d'un sol sur une aile ou une cellule sustentatrice<sup>1</sup>.

Ensuite nous avons calculé les coefficients  $\sigma$  dans le cas des ailes inégales ( $\mu \neq 1$ ), par la méthode indiquée par Prandtl; soit :

$$\sigma = \sigma_1 + s - \sqrt{s^2 + \left(\frac{\tau}{t}\right)^2}$$

avec :

$$s = 0,8 \sigma_1 (1 - \sigma_1) - 0,1$$

$$t = \frac{0,56}{\sigma_1 + s - 0,22}$$

$$\tau = \frac{1 - \mu}{1 + \mu}; \quad \mu = \frac{L_2}{L_1}$$

$$\sigma_1 = \frac{1}{1 + 5,3 \, h/L_m}$$

$$L_m = \frac{L_1 + L_2}{2}$$

Le calcul a été fait, pour différentes valeurs de  $\mu$  soit :  $\mu = 1$ ; 0,8; 0,6; et 0,4.

Les graphiques (fig. 25, 26, 27 et 28) représentent le résultat de ces calculs.

Le graphique (fig. 25) correspondant au cas des envergures égales montre que  $K^2$  est maximum, pour toutes valeurs de  $h/L$ , quand  $L_2/L_1 = 1$ , c'est-à-dire quand les ailes sont égales. La cellule biplane à ailes égales présente donc la résistance minimum dans tous les cas.

Le graphique (fig. 26) correspondant au cas des envergures inégales, avec  $\mu = \frac{L_2}{L_1} = 0,8$  montre que  $K^2$  est maximum pour des valeurs de  $L_2/L_1$  qui diminuent avec  $h/L_m$ .

Le biplan le meilleur, dans ce cas, comportera toujours des ailes dont les cordes seront différentes. Mais pour un

1. A. Toussaint. *Etude expérimentale des lois de similitude en aérodynamique*, chapitre v. « Etudes particulières des interactions dues à la présence d'un sol » (Thèse de doctorat).

$h/L_m$  donné on voit que  $K^2$  varie peu autour de son maximum et qu'on pourra obtenir des biplans très satisfaisants

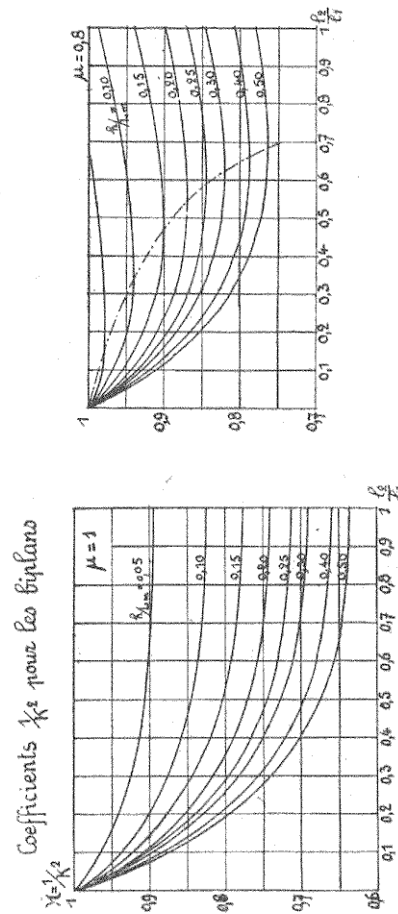


Fig. 26.

(Voir légende page 77).

Fig. 25.

au point de vue aérodynamique en adoptant des valeurs de  $l_2/l_1$ , un peu différentes de celles qui correspondent à  $K^2$  maximum.



Les mêmes remarques s'appliquent au graphique (fig. 27) qui correspondent au cas où  $\mu = 0,6$ .

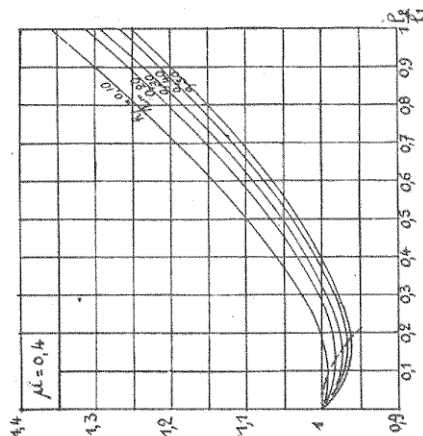


Fig. 28.

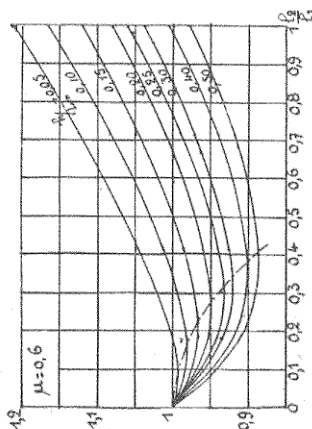


Fig. 27.

Fig. 27 à 28. — Graphiques du coefficient de résistance induite pour le calcul des cellules biplanes à ailes égales ou inégales (sesquiplan).

Le coefficient  $\frac{1}{K^2}$  de résistance induite est donné, par ces graphiques, en fonction du rapport des envergures  $\mu = \frac{l_2}{l_1}$  et du rapport des cordes  $\frac{l_2}{l_1}$  de chacune des ailes constitutives.

Sur le graphique (fig. 28) qui correspond au cas où  $\mu = 0,4$  les valeurs optima de  $l_2/l_1$ , sont très petites. Le biplan tend vers le sesquiplan et les valeurs maxima de  $K^2$  diffèrent peu de l'unité.

Pour calculer les valeurs de  $K^2$  correspondant à des valeurs de  $\mu$  intermédiaires entre celles des graphiques on

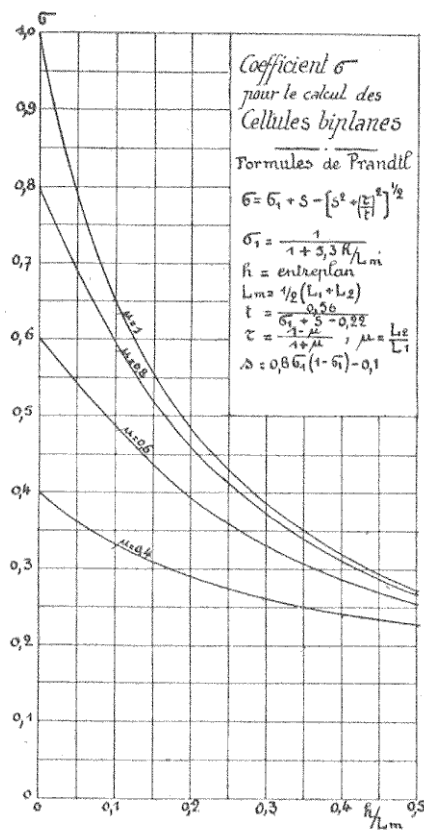


Fig. 29. — Graphique du coefficient  $\sigma$  pour le calcul des cellules biplanes.

peut prendre une valeur moyenne proportionnelle entre celles lues sur les graphiques.

Par exemple pour déterminer les valeurs de  $K^2$  pour  $\mu = 0,9$  on peut prendre la moyenne :

$$\approx 78$$

$$\frac{1}{2} [K^2_{(\mu=1)} + K^2_{(\mu=0,8)}]$$

Ceci résulte de ce que les courbes de variation de  $K^2$  avec  $\mu$  pour un même  $h/L_m$  ont une courbure peu prononcée.

Pour permettre au lecteur de calculer directement les valeurs de  $K^2$  applicables aux cellules biplanes et triplanes, nous donnons dans le graphique figure 29, les valeurs du coefficient ( $\sigma$ ), d'induction mutuelle de deux ailes, en fonction de l'entreplan relatif moyen  $h/L_m$  et pour diverses valeurs du rapport  $\mu = L_2/L_1$ .

Les formules employées pour l'établissement de ces graphiques sont celles indiquées page 75.

EXEMPLES NUMÉRIQUES. — 1° *Cas d'une aile monoplane.* — Calculer la résistance auto-induite d'une aile monoplane de 10 mètres d'envergure et de 2 mètres de corde.

La résistance induite  $C_{xi}$  sera donnée par la formule avec  $k^2 = 0,96$  soit :

$$C_{xi} = \frac{C_x^2}{\pi} \times \frac{20}{0,96 \cdot 10^2} = 0,0662 C_x^2$$

d'où le tableau numérique ci-dessous :

VALEURS de $C_x$	VALEURS de $C_{xi}$	VALEURS de $C_x$	VALEURS de $C_{xi}$
0	0	1,0	0,0662
0,2	0,00264	1,2	0,0933
0,4	0,01060	1,4	0,1300
0,6	0,02380	1,6	0,1695
0,8	0,0424		

Aux valeurs de  $C_{xi}$  ainsi calculées il suffirait d'ajouter les valeurs de la résistance de profil  $C_{xp}$  (calculées ou déterminées expérimentalement) pour obtenir la résistance unitaire totale  $C_x$ . Les valeurs de  $C_x$  et de  $C_x$  permettent alors le tracé de la polaire théorique que l'expérience vérifie jusqu'aux angles d'incidence pour lesquels apparaissent des décollements importants.

2° *Cas d'une cellule biplane à ailes égales.* — Calculer la résistance induite totale d'une cellule biplane composée de deux ailes rectangulaires de 10 mètres  $\times$  2 mètres, à l'entreplan  $h = 2$  mètres.

# L'AVIATION ACTUELLE

L'entreplan relatif sera

$$h/L = \frac{2}{10} = 0,2.$$

Pour  $l_2/l_1 = 1$  le graphique (fig. 25) donne

$$K^2 = 1,347$$

et la résistance induite de la cellule biplane sera

$$C_{xi(b)} = \frac{C_z^2}{\pi} \frac{40}{1,347 \times 10^2} = 0,0945 C_z^2.$$

On pourrait donc établir le tableau numérique des valeurs de  $C_{xi}(b)$  en fonction de  $C_z$ .

*Remarque.* — Pour chacune des ailes monoplanes constitutive de la cellule biplane l'exemple 1° nous avait donné

$$C_{xi(m)} = 0,0662 C_z^2.$$

On voit, que la superposition de deux ailes monoplanes d'allongement 5, en un biplan avec entreplan égal à la corde des ailes, correspond à une majoration de la résistance induite, dans le rapport

$$\frac{0,0945}{0,0662} = 1,430.$$

Toutefois, il convient de remarquer, que le biplan ainsi constitué n'est pas directement comparable au monoplane initial, car la surface portante a été doublée. La comparaison serait plus rationnelle, au point de vue aérodynamique, avec une cellule biplane composée de deux ailes monoplanes de 10 mètres  $\times$  1 mètre, à l'entreplan  $h = 1$  mètre. Dans ce cas on aurait :  $h/L = 0,1$  et le graphique (fig. 25) donne,  $K^2 = 1,21$  pour  $l_2/l_1 = 1$ . Pour ce biplan, la résistance induite totale serait donc :

$$C_{xi(b)} = \frac{C_z^2}{\pi} \times \frac{20}{1,21 \times 10^2} = 0,528 C_z^2.$$

Pour une même envergure et une même surface portante, la cellule biplane à ailes égales est donc supérieure à l'aile monoplane. Le bénéfice est dû au fait que la bonifica-

#### ÉTUDE AÉRODYNAMIQUE DE L'AVION

tion des résistances « auto-induites » des ailes du biplan, dont l'allongement est double de celui de l'aile monoplane, l'emporte sur la résistance induite due à l'interaction des deux ailes.

Pratiquement, il faudrait tenir compte de beaucoup d'autres considérations pour définir la cellule biplane comparable à une aile monoplane donnée. Ainsi la cellule biplane avec deux ailes de  $10/1$ , à l'entreplan de 1 mètre, nécessiterait pour sa réalisation un certain nombre d'armatures extérieures (montants et haubans) ; alors que l'aile monoplane de 10 mètres  $\times$  2 mètres, ayant une épaisseur double, pour un même profil, pourrait permettre une construction sans armatures extérieures. Il faudrait alors ajouter, à la résistance induite de la cellule biplane, les résistances passives des armatures, pour rendre la comparaison logique au point de vue des résistances aérodynamiques totales.

En outre les considérations théoriques précédentes ne tiennent pas compte du fait expérimental suivant.

Pour un même profil d'aile, la sustentation unitaire maximum d'une cellule biplane est généralement plus faible que celle de l'aile monoplane. Pour cette dernière un allongement moindre tend à produire aussi une diminution du  $C_z$  maximum. En général, la cellule biplane sera en infériorité à cet égard. Si l'on veut conserver à l'avion la même vitesse minimum d'atterrissage, laquelle dépend des valeurs du  $C_z$  maximum et du poids par mètre carré de surface portante, il faudra augmenter légèrement la surface dans le cas de la cellule. L'avantage théorique de la cellule biplane sera encore amoindri de ce fait.

Il faudrait encore ajouter à ces considérations les comparaisons de poids, de facilité de construction, etc.

Nous pensons que ces comparaisons entre les cellules multiplanes et les ailes monoplanes ne peuvent être faites par les seules considérations aérodynamiques, sans risquer de conduire à des conclusions que ne vérifient pas toujours les réalisations pratiques.

3° *Cas d'une cellule biplane à ailes inégales.* — Calculer la résistance induite d'une cellule biplane composée d'une aile supérieure  $S_1$ , de 10 mètres  $\times$  1<sup>m</sup>,60 et d'une aile inférieure  $S_2$  de 6 mètres  $\times$  0,666, à l'entreplan de 1<sup>m</sup>,40.

# L'AVIATION ACTUELLE

L'entreplan moyen sera

$$h/L_m = \frac{1,4}{8} = 0,175.$$

Le rapport des cordes sera

$$\frac{l_2}{l_1} = \frac{0,666}{1,6} = 0,415.$$

Le graphique (fig. 27), par interpolation facile entre les courbes  $h/L = 0,15$  et  $h/L = 0,20$ , donne

$$K^2 = 1,03.$$

On aura donc :

$$C_{x_i(b)} = \frac{C_z^2}{\pi} \frac{20}{1,03 \times 10^2} = 0,0620 C_z^2$$

car :  $S_b = 10 \times 1,6 + 6 \times 0,66 = 20$  mètres carrés.

Sous les réserves mentionnées ci-dessus, cette cellule biplane serait encore légèrement supérieure à l'aile monoplane de mêmes surface et envergure.

Pour ce même rapport d'envergure  $L_2/L_1 = 0,6$  et pour ce même entreplan moyen, la cellule biplane optima serait donnée pour  $l_2/l_1 = 0,25$ . En conservant  $L_1 = 10$  mètres et  $S_b = 20$  mètres carrés on aurait par suite.

$$L_1 l_1 \left( 1 + \mu \frac{l_2}{l_1} \right) = 20$$

d'où :

$$l_1 = 1^m,74$$

et par suite :

$$l_2 = 0^m,435.$$

Le graphique (fig. 27) donne alors  $K^2 = 1,055$  environ, et l'on aurait

$$C_{x_i(b)} = 0,0605 C_z^2.$$

On voit que la différence est très faible entre les résistances de la première cellule biplane et de la cellule optimum et que ce seront surtout des considérations constructives qui détermineront le choix entre les deux solutions.

## ÉTUDE AÉRODYNAMIQUE DE L'AVION

Nous terminerons cette série d'exemples numériques par le cas d'un rapport  $\mu$  intermédiaire entre les valeurs correspondant aux graphiques (fig. 25 à 28).

Calculer la résistance induite d'une cellule biplane composée d'une aile supérieure  $S_1$ , de 10 mètres  $\times$  1<sup>m</sup>,60 et d'une aile inférieure  $S_2$ , de 5 mètres  $\times$  0<sup>m</sup>,80 ; à l'entreplan de 1<sup>m</sup>,50.

Dans ce cas, le rapport

$$\mu = 0,5$$

l'entreplan relatif

$$h/L_m = \frac{1,50}{7,5} = 0,20.$$

On a enfin  $l_2/l_1 = 0,5$ .

Le graphique (fig. 27) donne

$$K_{(0,6)}^2 = 1,027.$$

Le graphique (fig. 28) donne

$$K_{(0,4)}^2 = 0,93.$$

On pourra adopter

$$K_{(0,5)}^2 = \frac{1,027 + 0,93}{2} = 0,98$$

et l'on aura :

$$C_{x_i(b)} = \frac{C_z^2}{\pi} \frac{20}{0,98 \times 10^2} = 0,650 C_z^2$$

Une telle cellule biplane, sous les réserves déjà mentionnées, serait donc légèrement supérieure au monoplane d'égale surface et envergure.

On voit par ces quelques exemples toute la variété des combinaisons, peu différentes au point de vue aérodynamique théorique, qu'on peut adopter pour la réalisation d'une cellule sustentatrice biplane ou monoplane.

CELLULES BIPLANES (suite). — *Influence du décalage et de l'interinclinaison.* — Tout ce qui précède s'applique aux biplans droits, c'est-à-dire à ceux pour lesquels les centres de poussée sur chacune des ailes sont dans un même plan, perpendiculaire à la vitesse relative.

## L'AVIATION ACTUELLE

Pour de tels biplans, la théorie et l'expérience montrent que l'incidence des ailes doit être la même. Une interinclinaison faible ( $\pm 1$  à  $\pm 2^\circ$ ) est sans influence appréciable sur les qualités aérodynamiques de la cellule. Une interinclinaison plus grande augmente la résistance de la cellule.

Le décalage en avant (positif) ou en arrière (négatif) de l'aile supérieure d'un biplan est également sans intérêt au point de vue aérodynamique. Si l'on est conduit, par des considérations diverses, à adopter une cellule décalée, on pourra la calculer avec les mêmes coefficients  $K^2$  qu'une

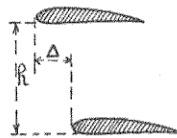


Fig. 30. — Cellule biplane avec décalage des ailes.

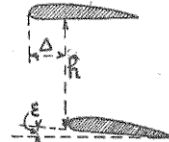


Fig. 31. — Cellule biplane avec décalage et interinclinaison des ailes.

cellule droite, à condition de donner une certaine interinclinaison aux ailes décalées. Ainsi, pour un décalage positif (aile supérieure en avant) on donnera à l'aile inférieure une incidence plus grande (interinclinaison positive). Si  $\delta/l$  est le décalage relatif de l'aile supérieure, on pourra donner à l'aile inférieure, une interinclinaison :  $\varepsilon = (5 \times \delta/l)$  en degrés.

On pourra donner de même une interinclinaison négative à l'aile inférieure, si l'aile supérieure est décalée en arrière.

Ces remarques ne s'appliquent d'ailleurs qu'aux biplans à ailes égales ou tout au moins à cordes égales. On ne peut rien dire dans le cas des ailes très inégales.

**CELLULES TRIPLANES.** — Le calcul théorique des cellules triplanes n'a été fait par Prandtl, que dans le cas (d'ailleurs assez pratique) des envergures égales et des entreplans égaux, pour des cellules triplanes sans décalage, ni interinclinaison des ailes.



## ÉTUDE AÉRODYNAMIQUE DE L'AVION

Dans ces conditions, la trainée induite totale du triplan sera donnée par la relation :

$$C_{x_{i(t)}} = \frac{C_z^2}{\pi} \frac{S_{(t)}}{L^2} \times \frac{1}{2} [1 + \sigma_2 - 2x(1 + \sigma_2 - 2\sigma_1) + x^2(3 + \sigma_2 - 4\sigma_1)]$$

dans laquelle :

$S_{(t)}$  est la surface portante de la cellule,

$L$  est l'envergure commune des trois ailes,

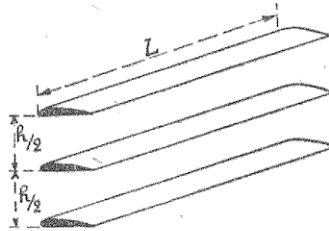


Fig. 32. — Cellule triplane à ailes égales.

$x$  est le rapport de la sustentation de l'aile médiane (2) à la sustentation totale  $F_z$ . En d'autres termes on a

$$F_{z(2)} = F_z \times x$$

et

$$F_{z(1)} = F_{z(3)} = F_{z(2)} \times \left( \frac{1-x}{2} \right)$$

$\sigma_1$  est le coefficient d'induction mutuelle de deux ailes voisines (1) et (2) ou (2) et (3). Si  $h$  est l'entreplan ou hauteur totale de la cellule triplane, le coefficient  $\sigma_1$  est relatif à l'entreplan relatif :  $h/2 L$ .

$\sigma_2$  est le coefficient d'induction mutuelle des deux ailes extrêmes (1) et (3). Il correspond à l'entreplan relatif :  $h/L$ .

Ces coefficients sont donnés par le graphique figure 29, pour  $\mu = 1$ .

La formule précédente exprime que la résistance induite de la cellule triplane est obtenue en additionnant :

- 1° Les résistances auto-induites de chacune des ailes;
- 2° Les résistances d'induction mutuelle de chacune des ailes avec les deux autres.

# L'AVIATION ACTUELLE

Elle suppose que ces résistances d'induction mutuelle sont égales deux à deux.

Par analogie avec les formules générales données pour les ailes monoplanes nous pourrions écrire :

$$C_{x_i(t)} = \frac{C_z^2}{\pi} \frac{S(t)}{K^2 L^2} \quad \text{et} \quad i_{i(t)} = \frac{C_z}{\pi} \frac{S_t}{K^2 L^2} \times 57,3$$

avec :

$$K^2 = \frac{2}{1 + \sigma_2 - 2x(1 + \sigma_2 - \sigma_1) + x^2(3 + \sigma_2 - 4\sigma_1)}$$

Prandtl a montré qu'il existe une valeur de  $x$  qui donne la valeur minimum à  $C_{x_i(t)}$ , mais le calcul montre, que cette valeur minimum de  $C_{x_i(t)}$  est très peu différente de celle qu'on trouve en faisant :  $x = \frac{1}{3}$ , c'est-à-dire pour une cellule triplane composée de 3 ailes égales. Pratique-

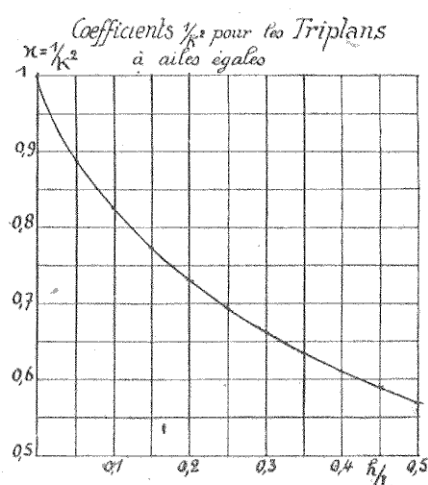


Fig. 33. — Graphique du coefficient  $x$  pour le calcul des cellules triplanes.

ment, on peut retenir, qu'il y a intérêt au point de vue aérodynamique à réduire quelque peu la corde de l'aile médiane.

# ÉTUDE AÉRODYNAMIQUE DE L'AVION

Le tableau numérique ci-dessous donne les valeurs de  $K^2$  pour les triplans droits à envergures, ailes et entreplans égaux.

$h/L$	$K^2$	$h/L$	$K^2$
0	1	0,30	1,507
0,05	1,125	0,35	1,57
0,10	1,213	0,40	1,635
0,15	1,291	0,45	1,692
0,20	1,367	0,50	1,750
0,25	1,438		

EXEMPLE NUMÉRIQUE. — Calculer la résistance induite d'une cellule triplane composée de 3 ailes égales de 9 mètres  $\times$  0,74, à l'entreplan total :  $h = 1^m,60$ .

On aura :

$$S_{(a)} = 3 \times 9 \times 0,74 = 20 \text{ mètres carrés.}$$

$$h/L = \frac{1,6}{9} = 0,178.$$

On obtient aisément, par interpolation,  $K^2 = 1,333$ .

On en déduit :

$$C_{x_{(a)}} = \frac{C_e^2}{\pi} \frac{20}{1,333 \cdot 9} = 0,0590 C_e^2.$$

La solution du « meilleur triplan » pour les mêmes surfaces et envergures conduirait à

$$x = \frac{1 + \sigma_2 - 2\sigma_1}{3 + \sigma_2 - 4\sigma_1}$$

$$\left. \begin{array}{l} h/2L = \frac{1,6}{18} = 0,089 \quad \text{soit } \sigma_1 = 0,68 \\ h/L = \frac{1,6}{9} = 0,178 \quad \text{soit } \sigma_2 = 0,515 \end{array} \right\} \text{ d'où } x_0 = 0,195.$$

Alors on a

$$\begin{aligned} K_0^2 &= 1,345 \\ C_{x_{(a)_0}} &= 0,0585 C_e^2 \end{aligned}$$

valeur très voisine de celle trouvée pour la cellule à trois ailes égales.

## L'AVIATION ACTUELLE

**CELLULES MULTIPLANES.** — Les méthodes de Prandtl s'appliquent aussi au calcul des cellules multiplanes en faisant intervenir les coefficients d'induction mutuelle des ailes deux à deux. Les calculs numériques sont évidemment laborieux quand le nombre des ailes est important; mais ils ne présentent aucune difficulté.

On peut aussi recourir à la formule approchée suivante :

$$C_{xi(mu)} = \frac{C_z^2 S}{\pi L_1^2 + 4S'}$$

dans laquelle :

$L_1$  est la plus grande envergure de la cellule multiplane.

$S' = \Sigma Lh$  est la surface frontale limitée aux petites envergures (fig. 34).

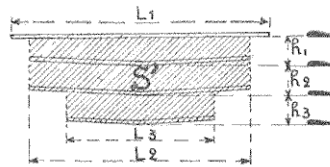


Fig. 34. — Cellule multiplane.

Si toutes les envergures sont égales :

$$S' = L\Sigma h = LH$$

$H$  étant la hauteur totale du multiplan et l'on aura :

$$C_{xi(mu)} = \frac{C_z^2 S}{\pi L^2 + 4LH} = \frac{C_z^2 S}{\pi L^2 K^2}$$

avec :

$$K^2 = \left( 1 + \frac{4H}{\pi L} \right).$$

Cette formule approximative est applicable aux biplans et aux triplans, avec une suffisante approximation, quand les ailes sont peu différentes en envergure et en profondeur.

c) **Influence de la forme du profil des ailes sustentatrices.** — L'aérodynamique théorique nous enseigne qu'on peut tracer une infinité de formes de profils, lesquelles, dans un fluide idéal (c'est-à-dire sans viscosité) représenteraient autant de trajectoires possibles pour les molécules fluides. Mais dans le fluide réel on observe des différences notables entre les propriétés aérodynamiques des différents profils. Ces différences sont imputables à l'apparition des décollements des filets d'air pour certains angles d'incidence. De telles perturbations augmentent la résistance du profil et limitent rapidement la valeur de la sustentation.

Par exemple, pour un profil biconvexe symétrique, l'attitude du profil à une incidence d'environ  $15^\circ$  correspond au maximum de  $C_z$ , lequel est limité de ce fait à une valeur variable entre 0,8 et 1, suivant l'épaisseur relative du profil et l'allongement de l'aile.

En incurvant la ligne moyenne on obtiendra un profil dont l'attitude aux grands angles d'incidence sera compatible avec les propriétés du fluide réel. On pourra atteindre ainsi des valeurs de plus en plus élevées du coefficient de sustentation. Mais la relation entre la sustentation et l'angle d'incidence théorique ne peut être déterminée en général, que par l'expérimentation directe au Laboratoire aérodynamique.

Le choix d'un profil d'aile sustentatrice, peut donc se faire en consultant les albums des résultats expérimentaux. Dans cet examen on doit éliminer la part qui incombe aux dimensions des modèles expérimentés et ramener les résultats à un même allongement. Les corrections de

résistante induite et d'angle induit sont alors fournies par les formules indiquées précédemment.

Quand les profils d'ailes dérivent les uns des autres par modification méthodique d'un paramètre déterminé (épaisseur relative, courbure relative, etc.), on peut, quelquefois, résumer les résultats expérimentaux sous la forme de lois ou formules empiriques dont l'emploi pourra faciliter le choix du profil.

Les paramètres principaux de la forme d'un profil sont : l'épaisseur relative maximum  $e/l$  et

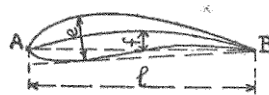


Fig. 35. — Profils d'aile incurvés. Epaisseur et courbure.

la flèche ou courbure relative maximum de la ligne moyenne  $f/l$  (fig. 35).

A égalité de courbure relative on observe que les profils épais sont susceptibles de donner des sustentations unitaires maxima plus élevées que celles relatives aux profils minces. Cette propriété a été vérifiée dans les Laboratoires aérodynamiques, quand la vitesse et les dimensions des courants d'air artificiels qu'ils emploient ont permis d'atteindre des valeurs suffisamment élevées du nombre de Reynolds. Toutefois, les nombres de Reynolds ainsi obtenus sont encore, généralement, bien inférieurs à ceux qui correspondent aux dimensions et aux vitesses des avions en vraie grandeur. La question de « l'effet de similitude » se pose donc au premier chef

en ce qui concerne les propriétés aérodynamiques des profils d'ailes. Nous reviendrons plus loin sur cette importante question parce que les résultats expérimentaux correspondants sont actuellement trop peu nombreux pour permettre l'énoncé de règles générales en ce qui concerne les profils d'ailes.

Néanmoins les résultats des Laboratoires aérodynamiques modernes, pour des nombres de Reynolds suffisamment élevés, ont révélé les propriétés remarquables des profils d'ailes moyennement épais. Il en est résulté une importante modification dans la conception des formes à donner aux avions. En effet, les profils épais permettent le logement, à l'intérieur de l'aile, des armatures à grand moment d'inertie; ce qui permet de supprimer en totalité ou en majeure partie les armatures extérieures et les résistances passives qu'elles comportent.

De même, à égalité d'épaisseur relative, l'augmentation de la courbure de la ligne moyenne permet, comme nous l'avons déjà dit, l'obtention de coefficients de sustentation de plus en plus élevés. Mais, les profils très incurvés, à haute sustentation maximum, sont généralement mauvais aux sustentations moyennes ou faibles. En d'autres termes, il est rare de trouver un profil d'aile qui convienne à la fois pour les sustentations faibles (avions de vitesse pure) et pour les sustentations élevées (avions gros porteurs). La solution idéale en cette matière serait un profil à courbure progressivement variable. Mais les procédés de construction, pour la réalisation de telles déformations, sont généralement complexes ou délicats. Cependant des solutions

ont déjà été réalisées (ailes Lachassagne) qui semblaient pouvoir donner toute satisfaction. Mais on doit reconnaître que la mesure précise des vitesses d'envol et surtout des vitesses d'atterrissage *au  $C_x$  maximum*, se fait difficilement sur les aérodromes. Comme ces vitesses sont les seules caractéristiques spéciales de l'aile à courbure variable, les avantages de celle-ci n'ont pas toujours été mis en pleine lumière par les essais d'aérodrome.

D'ailleurs, les travaux constants des Laboratoires aérodynamiques mettent en valeur très fréquemment des profils qui, par leurs qualités aérodynamiques, répondent suffisamment aux conditions recherchées par l'ingénieur pour la solution d'un programme déterminé. Le plus souvent il se trouvera plusieurs profils sensiblement équivalents. Dans ce cas, le choix définitif est à faire par d'autres considérations dont les principales sont, actuellement, la position de la ligne d'action de la résultante des actions aérodynamiques (centre de poussée) et l'amplitude de son déplacement quand on fait varier l'angle d'incidence. Ces quantités sont aussi des propriétés inhérentes à la forme du profil et nous les étudierons plus en détail dans le paragraphe suivant.

La solution la plus rationnelle du choix d'un profil d'aile doit être trouvée par les tracés théoriques de ces profils. En effet, un profil théorique peut toujours constituer l'enveloppe d'un système de longerons de hauteur et d'écartement imposés *a priori*, par des considérations constructives, par exemple. Mais en outre, le tracé



#### ÉTUDE AÉRODYNAMIQUE DE L'AVION

théorique d'un profil permet de gouverner à volonté les caractéristiques aérodynamiques essentielles et en particulier la grandeur du moment de la résultante par rapport à un point quelconque. On peut faire en sorte que le moment unitaire à l'angle de portance nulle ait une valeur bien déterminée. Cette condition est fréquemment imposée à l'ingénieur pour satisfaire aux conditions de charge qu'on impose pour les essais statiques correspondant à la fatigue d'un avion en vol piqué. On trouve actuellement assez peu de profils ayant été expérimentés et répondant à cette condition particulière, en même temps qu'aux considérations constructives.

Enfin le tracé d'un profil, par des procédés théoriques, permet le calcul *a priori* des caractéristiques aérodynamiques qu'aura ce profil. En particulier on peut connaître : la distribution des pressions dynamiques sur le profil, pour tous les angles d'incidence utilisés couramment. L'expérimentation au Laboratoire, d'un certain nombre de profils théoriques, montre que les propriétés aérodynamiques ainsi calculées se vérifient avec une bonne approximation, très suffisante pour les besoins de la pratique. La figure (36) représente le tracé théorique d'un profil pour lequel on avait fixé la valeur du moment unitaire à l'angle de portance nulle.

#### *Résistance de profil d'une aile sustentatrice.*

Nous avons vu, à propos des résistances passives dues aux empennages, que l'augmentation de la résistance de profil des ailes biconvexes symétriques peut s'exprimer par les relations.

$$C_{x(0)} = C_{x_f(0)} (1 + 1,11 \frac{e}{l}) + 0,152 \left(\frac{e}{l}\right)^2$$

# L'AVIATION ACTUELLE

avec

$$C_{x(f,0)} = 0,01224 (V)^{-0,15}.$$

Ces formules sont applicables à l'angle de portance nulle. Le terme  $0,152 (e/l)^2$  mesure l'augmentation de la résistance de forme en fonction de l'épaisseur relative maximum ( $e/l$ ). Ces valeurs sont applicables aux profils d'ailes biconvexes, mais il faut y ajouter un terme qui tient compte de l'augmentation de la résistance de frottement avec l'angle d'incidence, c'est-à-dire avec la sustentation. Quand

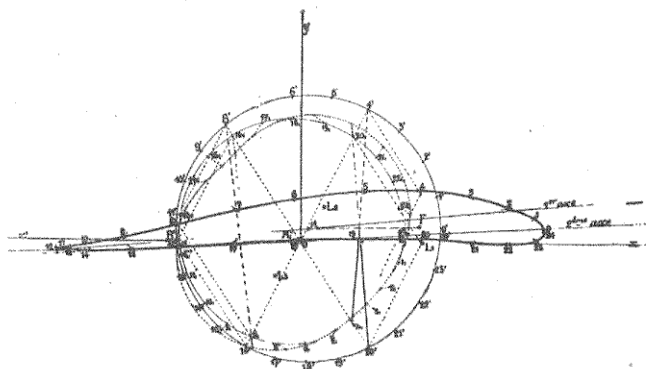


Fig. 36. — Tracé théorique d'un profil d'aile, dit « Von Mises ».

le profil est incliné sur le vent relatif la distribution des pressions et des vitesses aérodynamiques est considérablement modifiée. D'après les mesures expérimentales sur divers profils d'ailes, la majoration de la résistance due au frottement serait proportionnelle à  $C_z$  et assez indépendante de la forme du profil. Il en résulte, que la résistance de profil d'une aile biconvexe symétrique d'épaisseur  $e/l$ , pour une portance unitaire  $C_z$ , serait donnée par la relation :

$$C_{x(0)} = C_{x(f,0)} (1 + 1,11 e/l) (1 + 0,05 C_z) + 0,152 \left( \frac{e}{l} \right)^2$$

## ÉTUDE AÉRODYNAMIQUE DE L'AVION

On ne peut rien dire actuellement sur l'évolution avec  $C_z$  du terme qui représente la résistance de forme, même en se limitant aux angles d'incidence pour lesquels les décollements sont modérés.

### *Influence de la courbure relative maximum.*

Une étude méthodique de nombreux résultats expérimentaux effectués sur diverses familles de profils d'ailes a conduit l'auteur aux conclusions suivantes.

Les profils expérimentés (famille d'ailes Royer) avaient tous la même épaisseur relative maximum ( $e/l = 0,174$ ). La courbure relative maximum ( $f/l$ ) de la ligne moyenne variait depuis 0 (aile biconvexe) jusqu'à 0,0925.

Pour les courbures relatives variant de 0 à 0,07 la résistance de profil augmente avec  $f/l$  et les résultats expérimentaux peuvent se représenter par la relation :

$$C_{x0(f/l)} = C_{xf(0)} (1 + 1,11 e/l) (1 + 0,05 C_z) + 0,152 \left( \frac{e}{l} \right)^2 + 0,037 \left( \frac{f}{l} \right)$$

A cette résistance de profil il suffirait d'ajouter la résistance induite, calculée comme il a été dit au paragraphe précédent, pour obtenir le  $C_x$  total de l'aile ou de la cellule sustentatrice.

*Remarque importante.* — Les calculs précédents ne tiennent pas compte de la résistance due aux décollements sur le contour du profil. Ces décollements se produisent : 1° aux faibles sustentations, pour les profils très incurvés; 2° aux grandes sustentations, pour tous les profils. Dans l'état actuel, ces résistances supplémentaires ne peuvent être calculées, même par des formules empiriques résultant d'essais méthodiques.

Les décollements se manifestent sur les profils suivant des lois encore inconnues et la résistance correspondante varie considérablement avec la forme et l'attitude du profil.

La polaire calculée par les formules de  $C_{x0}$  et de  $C_{xi}$  sera donc une polaire théorique optimum, coïncidant avec la polaire expérimentale dans le domaine des incidences pour lesquelles le profil est bon, c'est-à-dire pour

#### L'AVIATION ACTUELLE

lesquelles les décollements sont extrêmement faibles et négligeables. On devra donc recourir, presque toujours, à l'expérimentation directe pour déterminer les résistances de profil. L'utilité des formules précédentes est cependant incontestable, car elles permettent de chiffrer l'influence, sur la résistance à l'avancement, des paramètres principaux qui caractérisent la forme d'un profil d'aile.

#### *Expression de la sustentation en fonction de l'incidence, pour un profil d'aile sustentatrice.*

L'aérodynamique théorique permet de calculer la relation qui doit exister, pour un profil donné, entre l'angle d'incidence total et la sustentation. L'expérience montre que les sustentations réelles sont parfois inférieures de 8 à 10 p. 100 aux sustentations théoriques. L'écart diminue d'ailleurs quand on augmente suffisamment le nombre de Reynolds.

Pour les applications pratiques on pourra adopter la relation suivante, entre la sustentation unitaire  $C_z$  et l'angle d'incidence  $i$ , pour un profil biconvexe symétrique :

$$C_z = \frac{\pi}{4} \cdot \frac{2\pi (1 + \varepsilon) \lambda i^2}{57,3 \left[ \lambda + \frac{\pi}{2} (1 + \varepsilon) \right]} = \frac{0,86 (1 + \varepsilon) \lambda}{\lambda + 1,57 (1 + \varepsilon)} i^2$$

dans laquelle :

$(1 + \varepsilon)$  est un coefficient qui ne dépend que de l'épaisseur relative maximum  $e/l$ , mais qui varie peu avec ce paramètre. Ainsi, pour les valeurs de  $e/l$  inférieures à 12 ou 13 p. 100 on pourra prendre,

$$(1 + \varepsilon) = (1 + 0,8 e/l) \approx 1,10$$

$\lambda$  est l'allongement effectif de la surface portante, soit :

$$\lambda = \frac{K^2 L^2}{S}$$

$K$  étant le coefficient de Munk, calculable par les formules ou valeurs numériques indiquées au paragraphe précédent.

## ÉTUDE AÉRODYNAMIQUE DE L'AVION

En remplaçant les lettres par leurs valeurs numériques on aura donc, pour un profil biconvexe symétrique :

$$C_z = \frac{5,45 \lambda}{\lambda + 1,73} i$$

$i$  étant exprimé en radians.

Quand,  $i$ , est exprimé en degrés, la formule devient :

$$C_z = \frac{0,095 \lambda}{\lambda + 1,73} i^{\circ}.$$

Pour un profil d'aile ayant une courbure relative maximum  $f/l$ , la formule précédente s'applique encore, mais il faut remplacer  $i$  par la valeur  $(i + \beta)$ ;  $\beta$  étant l'angle de



Fig. 37. — Profils d'aile incurvés. Angle de portance nulle  $\beta$  et incidence  $\alpha$  rapportée à la corde intérieure  $ab$ .

portance nulle du profil, fig. 37. Pour les profils théoriques  $\beta$  est donné par le tracé du profil. Ainsi, pour les profils théoriques Joukowski on a sensiblement  $\beta^{\circ} = 114 f/l$ . Pour les profils empiriques  $\beta$  doit être déterminé expérimentalement. On pourrait le calculer aussi par une formule empirique déduite des expériences. Ainsi, nous avons trouvé  $\beta^{\circ} \approx 86 f/l$ , pour des profils incurvés dérivés d'un biconvexe symétrique (Profils Royer, Lachassagne et Dewoitine). En général, pour un profil quelconque, on aura donc :

$$C_z = \frac{0,095 \lambda (i^{\circ} + \beta^{\circ})}{\lambda + 1,73}.$$

Cette formule est valable dans certaines limites de l'angle d'incidence  $i$ . En général, pour  $i \geq 14^{\circ}$  on atteint le  $C_z$  maximum. On voit que celui-ci augmente avec  $f/l$  et il est donné, assez approximativement, par la relation :

$$C_{z \text{ (max)}} = \frac{0,095 \lambda}{\lambda + 1,73} (14^{\circ} + \beta^{\circ}).$$

## L'AVIATION ACTUELLE

**APPLICATIONS NUMÉRIQUES.** — Calculer la polaire et les courbes unitaires d'une aile monoplane de 10 mètres d'envergure et de 2 mètres de profondeur (allongement 5) ayant un profil incurvé avec  $f/l = 0,05$  et une épaisseur relative  $e/l = 0,15$ . La vitesse prévue pour l'avion muni de cette aile étant de 50 m : sec.

*Calcul de la résistance de profil.* — Pour  $VI = 50 \times 2 = 100$  m<sup>2</sup> : sec., le tableau (p. 32) donne  $C_f = 0,00311$  : on aura donc

$$C_{xf(0)} = 0,00622.$$

A l'angle de portance nulle, on aura :

$$\begin{aligned} C_{x_{00}} &= 0,0062 (1 + 1,11 \times 0,15) + 0,152 (0,15)^2 + 0,037 \times 0,05 \\ &= 0,0125 = 0,00723 + 0,00342 + 0,00185. \end{aligned}$$

Et, pour une portance unitaire  $C_z$ , on aura

$$C_{x_0(C_z)} = 0,00723 (1 + 0,05 C_z) + 0,00527.$$

*Calcul de la résistance induite.* — Nous avons trouvé dans l'exemple numérique, p. 79.

$$C_{x(i)} = 0,0662 C_z^2.$$

*Calcul de la résistance unitaire totale.* — On aura :

$$C_x = C_{x_0} + C_{x_i}$$

facilement calculable pour chaque valeur de  $C_z$ . On en déduit la polaire de l'aile considérée.

*Calcul de la portance unitaire en fonction de l'angle d'incidence mesuré par rapport à la corde intérieure (notation normalisée).*

On aura :

$$\begin{aligned} C_z &= \frac{0,095 \times 5}{5 + 1,73} (i^0 + \beta^0) \\ &= 0,0705 (i^0 + \beta^0). \end{aligned}$$

L'angle de portance nulle sera, s'il s'agit d'un profil Joukowski :

$$\beta^0 = 114 \times 0,05 = 5^0,7.$$

# ÉTUDE AÉRODYNAMIQUE DE L'AVION

La valeur du  $C_x$  maximum est donnée enfin, par la relation :

$$C_{x(\max)} = 0,0705 (14^\circ + 5^\circ,7) = 1,39$$

Le tableau numérique, ci-dessous, résume les calculs relatifs à la courbe unitaire ( $C_z, i$ ) et à la polaire ( $C_z, C_x$ ).

$i$	$-5^\circ,7$	$-3^\circ$	$0^\circ$	$3^\circ$	$6^\circ$	$9^\circ$	$12^\circ$	$14^\circ$
$C_z$	0	0,19	0,40	0,613	0,825	1,04	1,25	1,39
$C_{x_0}$	0,0125	0,01257	0,01263	0,01272	0,01280	0,01287	0,01295	0,01300
$C_{x_i}$	0	0,00240	0,01062	0,02490	0,0451	0,0716	0,1040	0,1280
$C_x$	0,0125	0,01497	0,02325	0,03762	0,0579	0,08447	0,11695	0,1410

Les graphiques (fig. 38) représentent ces résultats.

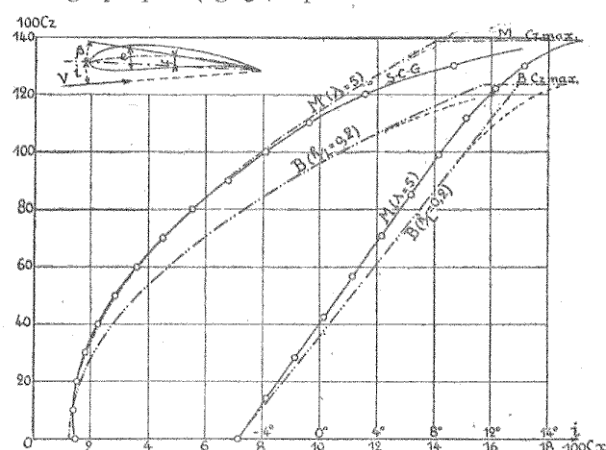


Fig. 38. — Polaires et courbes unitaires ( $C_z, i$ ), pour une aile monoplane d'allongement  $\lambda = 5$  et pour une cellule biplane à ailes égales avec un entreplan relatif  $h/L = 0,2$ .

Dans la pratique la courbe unitaire ( $C_z, i$ ) s'infléchirait,

## L'AVIATION ACTUELLE

quelque peu, en une courbe progressive, pour rejoindre le  $C_z$  maximum théorique à un angle légèrement supérieur à  $14^\circ$ . On observerait de même, une inflexion de la polaire vers la droite, avec un  $C_x$  notablement supérieur à 0,141, pour  $C_z \text{ max} = 1,39$ .

Sur le graphique, on a figuré les points expérimentaux représentant la moyenne des résultats obtenus à Saint-Cyr et à Göttingen, pour une aile n° 430 (Profil Joukowski) d'allongement 5, d'épaisseur relative  $e/l = 0,13$  et de flèche maximum  $f/l = 0,05$ .

On voit qu'il y a un très bon accord entre la polaire que nous venons de calculer et la polaire expérimentale moyenne correspondante, sauf l'infléchissement vers la droite pour les portances élevées. Ce déplacement correspond à l'augmentation de la trainée qui provient des décollements, lesquels augmentent à mesure que l'incidence augmente. Le calcul ne peut en tenir compte.

On voit de même, que la courbe unitaire,  $C_z, (i + \beta)$ , calculée, est en très bon accord avec les points expérimentaux moyens des résultats Saint-Cyr et Göttingen (compte tenu de l'angle  $\alpha_e = 2^\circ,3$ , qui existe entre la corde théorique et la corde intérieure au profil).

**AUTRE EXEMPLE NUMÉRIQUE.** — Calculer la polaire et les courbes unitaires d'une cellule biplane composée de deux ailes rectangulaires de 10 mètres  $\times$  2 mètres, à l'entreplan  $h = 2$  mètres. Le profil des ailes et la vitesse prévue étant les mêmes que dans l'exemple numérique ci-dessus.

Le calcul de  $C_{x_0}$  reste le même que précédemment.

Le calcul de  $C_{x_i}$  a été donné dans l'exemple numérique page 80 soit :

$$C_{x_{i(b)}} = 0,0945 C_z^2 \quad \text{avec } K^2 = 1,347.$$

L'allongement effectif de la cellule biplane est par suite :

$$\frac{K^2 L^2}{S_{(b)}} = \frac{1,347 \times 10^3}{2 \times 20} = 3,37.$$

La portance  $C_z$  sera donnée en fonction de  $i$ , par la relation :

$$C_z = \frac{0,095 \times 3,37}{3,37 + 1,73} (i + 5^\circ,7) = 0,0628 (i + 5^\circ,7).$$



# ÉTUDE AÉRODYNAMIQUE DE L'AVION

La portance maximum sera, de même ;

$$C_{z(\max)} = 0,0628 (14 + 5,7) = 1,236$$

Le tableau numérique, ci-dessous, donne les calculs relatifs à la courbe unitaire ( $C_z, i$ ) et à la polaire ( $C_z, C_x$ ).

$i$	$-5^{\circ},7$	$-3^{\circ}$	$0^{\circ}$	$3^{\circ}$	$6^{\circ}$	$9^{\circ}$	$12^{\circ}$	$14^{\circ}$
$C_{z(b)}$	0	0,169	0,357	0,545	0,733	0,922	1,11	1,236
$C_{x_0}$	0,0125	0,01257	0,01263	0,01272	0,01280	0,01287	0,01295	0,01300
$C_{x_i(b)}$	0	0,00270	0,01207	0,0283	0,0508	0,0803	0,1167	0,1450
$C_{x(b)}$	0,0125	0,01527	0,02470	0,0410	0,0636	0,09317	0,12965	0,1580

Ces résultats sont représentés sur le graphique (fig. 38) et, comme précédemment, on corrigera légèrement les courbes théoriques au voisinage du  $C_z$  maximum.

Le calcul pour une cellule biplane à ailes inégales ou pour une cellule triplane se ferait de même et ne présente aucune difficulté.

d) Le centre de poussée et le moment de la résultante aérodynamique sur les organes sustentateurs. — *Cas des ailes monoplanes.* — La théorie et l'expérience montrent que la résultante aérodynamique sur les ailes ou cellules sustentatrices change de position quand on modifie l'angle d'incidence. On peut étudier ces déplacements en considérant ceux du centre de poussée, qu'on définit par le point d'intersection de la résultante avec la corde du profil. De toutes manières, les lois de ces déplacements sont assez complexes et leur détermination expérimentale est presque nécessaire pour chaque profil particulier.

Il est d'usage, maintenant, de remplacer cette notion du déplacement du centre de poussée, par une quantité qui lui est équivalente au point de vue des applications pratiques et dont les variations sont moins complexes. Cette quantité est le « moment » de la résultante aérodynamique par rapport à un axe perpendiculaire à la direction du mouvement relatif.

Il convient donc, d'ajouter aux coefficients unitaires  $C_x$  et  $C_z$  dont nous venons de parler, un coefficient unitaire  $C_m$ , du moment longitudinal de la résultante.

L'ensemble de ces coefficients constitue les caractéristiques aérodynamiques complètes d'un organe sustentateur puisqu'il permet de définir, pour chaque incidence, la grandeur de la résultante (par  $C_x$  et  $C_z$ ) et sa position dans l'espace (par  $C_m$ ).

Pour les ailes monoplanes isolées, on mesure généralement le moment de la résultante par rap-

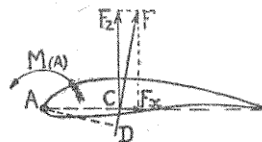


Fig. 39. — Moment de la résultante aérodynamique  $F$  par rapport au bord d'attaque.

port à un axe passant par le point A du bord d'attaque du profil. Dans ces conditions, on aura, fig. 39 :

$$M_{(A)} = F_z \times AC = \sqrt{F_x^2 + F_z^2} \times AD.$$

Pour les angles d'incidence utilisés en avia-

#### ÉTUDE AÉRODYNAMIQUE DE L'AVION

tion, l'influence de la composante  $F_x$ , sur la valeur du moment, est négligeable et l'on peut admettre, sans erreur grave :

$$M_{(A)} = F_z \times AC.$$

On définit le moment unitaire  $C_{m(A)}$  par la relation :

$$C_{m(A)} = \frac{M_{(A)}}{\rho_{12} V^2 S l} = C_z \times \frac{AC}{l} = C_z \frac{x}{l}$$

$AC = x$  est alors la distance du centre de poussée  $C$  au point  $A$  et  $x/l$  est la distance relative, en fraction de la corde de référence du profil.

Pour les ailes monoplanes, le moment unitaire  $C_m$  dépend de la forme du profil (principalement de la courbure relative maximum  $f/l$ ) et de l'angle d'incidence. On vérifie que dans le domaine des angles d'incidence utilisés en aviation, la valeur de  $C_m$  est proportionnelle à la sustentation unitaire  $C_z$  (ou à l'incidence), le coefficient de proportionnalité étant le même pour tous les profils.

En particulier, pour tous les profils biconvexes symétriques, on a :

$$C_m = 0,25 C_z.$$

Pour les profils incurvés, le moment unitaire n'est pas nul pour  $C_z = 0$ , et l'on a :

$$C_m = C_{m_0} + 0,25 C_z$$

$C_{m_0}$  dépend principalement de la valeur de la courbure  $f/l$ .

Le graphique représentatif des variations

de  $C_m$  avec  $C_x$  sera donc une droite dont l'abscisse à l'origine,  $C_{m_0}$ , varie d'un profil à un autre et dont l'inclinaison, sur la direction de  $C_x$ , est égale à 0,25 (fig. 40).

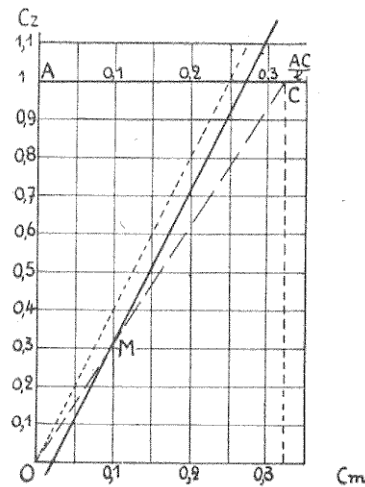


Fig. 40. — Variation du moment unitaire  $C_{m(A)}$  avec la portance unitaire  $C_x$ . Détermination approchée du centre de poussée C.

L'étude des résultats expérimentaux relatifs à des profils incurvés nous a conduit à représenter les variations de  $C_{m_0}$  avec  $(f/l)$  par la relation empirique.

$$C_{m_0} = 1,90 f/l; \text{ (théoriquement on aurait : } C_{m_0} = 3,14 f/l \text{)}$$

mais, dans la pratique, il est préférable de s'en rapporter à l'expérience directe pour la détermination de  $C_m$ .

Connaissant le moment unitaire  $C_m$  en fonction de  $C_x$  on peut calculer la distance  $x$  du centre de poussée au bord d'attaque, par la relation :

$$x = \frac{C_m}{C_x} \times l.$$

$$\approx 104 \approx$$

## ÉTUDE AÉRODYNAMIQUE DE L'AVION

Ce calcul peut s'effectuer par une construction graphique très simple. Joignons le centre des coordonnées ( $C_m$ ,  $C_z$ ) à un point M de la droite représentative des  $C_m$ , on aura :

$$\frac{C_m}{C_z} = \frac{AC}{OA}$$

Si l'on porte  $OA = l$  on aura évidemment  $AC = x$ . On peut donc très aisément passer de la notion du moment unitaire à celle du déplacement du centre de poussée.

Pour les ailes biconvexes symétriques on vérifie ainsi que le centre de poussée ne bouge pas et reste situé à la distance constante  $x = 0,25 l$  à partir du bord d'attaque.

*Cas des cellules multiplanes.* — On définit également le moment de la résultante aérodynamique par rapport à un axe transversal passant par un point A, soit :

$$M_{(A)} = F \times d.$$

Le point A étant situé, en général, en dehors de la corde des ailes constitutives, le moment des

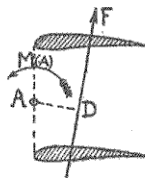


Fig. 41. — Moment de la résultante aérodynamique F par rapport à un point A.

composantes  $F_x$ , par rapport à ce point, n'est pas négligeable.

L'expérience montre encore que  $C_{m(A)}$  dépend de la forme du profil, de la valeur de  $C_z$  et en outre de l'entreplan et de la position du point A.

En général  $C_{m(A)}$  n'est pas une fonction linéaire

en  $C_z$  et la détermination doit être faite expérimentalement dans chaque cas particulier.

Certaines expérimentations sur les cellules biplanes ont montré que le centre de poussée sur chacune des ailes de la cellule se déplace suivant les mêmes lois que pour l'aile isolée. Connaissant les moments unitaires de chacune des ailes constitutives à l'état isolé on pourrait donc calculer le moment pour la cellule complète. Mais, un tel calcul doit faire intervenir la valeur de la résultante sur chacune des ailes interactionnée par l'autre. Et cette valeur doit être déterminée expérimentalement.

La construction simplifiée indiquée ci-dessus, pour le calcul de la position du centre de poussée, ne s'applique plus aux cellules multiplanes.

e) Les lois de similitude pour les organes sustentateurs. — « L'effet de similitude », c'est-à-dire l'influence des dimensions et des vitesses réelles de l'aéronautique pratique, est évidemment une question primordiale de l'aérodynamique appliquée. Jusqu'à ces dernières années les procédés expérimentaux mis en œuvre pour résoudre cette question se réduisaient à la méthode des chariots aérodynamiques et à celle des essais en plein vol.

La méthode des chariots aérodynamiques permet seule l'étude en vraie grandeur des caractéristiques des organes sustentateurs à l'état isolé. Les essais en plein vol comportent nécessairement un avion ou un planeur complet. Il en résulte que l'effet de similitude, qu'on en peut déduire s'applique à la machine complète et non aux seuls organes sustentateurs. Cependant les

résultats obtenus par les essais en vol plané, hélice calée, constituent une importante contribution à l'étude des lois de similitude en ce qui concerne le pouvoir sustentateur des ailes et des cellules d'avions.

Les considérations théoriques et aussi les résultats des essais méthodiques des laboratoires aérodynamiques montrent que l'effet de similitude sur les organes sustentateurs, doit dépendre essentiellement du nombre de Reynolds, qui caractérise la vitesse et les dimensions du modèle ainsi que le coefficient de viscosité de l'air. En toute rigueur cette dépendance unique du nombre de Reynolds n'est valable que pour les vitesses habituelles de l'aviation actuelle. Pour des vitesses beaucoup plus grandes on démontre que d'autres facteurs interviendraient dans l'effet de similitude, comme la compressibilité et la conductibilité de l'air.

Pour les applications pratiques actuelles le nombre de Reynolds constitue seul le critère ou paramètre de similitude. Ce qui signifie que les coefficients unitaires des réactions aérodynamiques (forces et moments) seront les mêmes, pour un modèle réduit et pour un organe en vraie grandeur, si les conditions de l'essai en réduction et en vraie grandeur sont caractérisées par un même nombre de Reynolds.

On sait que ce dernier s'exprime par le rapport  $\frac{VL}{\nu}$  dans lequel :

V est la vitesse du mouvement relatif ou vitesse aérodynamique.

L est une dimension linéaire caractéristique de la grandeur de l'organe. Par exemple : pour

#### L'AVIATION ACTUELLE

les ailes et les cellules sustentatrices,  $L$  représente généralement la corde moyenne des profils d'aile.

$\nu$  est le coefficient cinématique de viscosité du fluide dans lequel on fait l'expérimentation.

Dans les laboratoires aérodynamiques ordinaires on opère sur le modèle réduit avec un courant d'air pour lequel le coefficient  $\nu$  est égal à celui de l'air atmosphérique dans lequel se déplace l'avion aux basses altitudes. L'égalité des nombres de Reynolds pour un modèle caractérisé par  $v_1 l_1$  et pour un organe en vraie grandeur caractérisé par  $v_2 l_2$  se ramène à l'égalité

$$v_1 l_1 = v_2 l_2.$$

Si on prend  $l_1 = \frac{1}{10} l_2$  (modèle réduit au 1/10<sup>e</sup>) on devra avoir

$$v_1 = 10 v_2.$$

C'est-à-dire que la vitesse du courant d'air artificiel utilisé au laboratoire devrait être égale à 10 fois celle des organes sustentateurs en vraie grandeur. Cette condition est irréalisable en pratique, même pour des vitesses  $v_2$  assez modérées.

Pour cette raison, l'étude de l'effet de similitude sur les organes sustentateurs a dû être préférablement recherchée par d'autres méthodes expérimentales que celles des souffleries aérodynamiques.

Dans ces dernières années cependant, cette difficulté a été tournée en réalisant une soufflerie aérodynamique dans laquelle l'air mis en mouvement est « comprimé ». Le *tunnel à densité*



*variable* réalisé en Amérique peut ainsi fonctionner avec de l'air comprimé jusqu'à 20 atmosphères. Dans ces conditions, le coefficient cinématique de viscosité de l'air diminue très rapidement quand la pression augmente.

Ainsi on a :  $\nu = 1,318 \cdot 10^{-6}$  à la pression ordinaire et  $\nu = 6,65 \cdot 10^{-7}$  à la pression de 20 atmosphères.

Alors, si nous supposons un modèle au 1/10, il suffira de faire  $v_1 = 35,3$  m : sec, avec  $\nu = 6,65 \cdot 10^{-7}$ , pour que le nombre de Reynolds correspondant soit égal à celui d'un organe en vraie grandeur animé d'une vitesse aérodynamique de 70 m : sec. Ces conditions de vitesse et de dimension pour le modèle sont facilement réalisables et le lecteur trouvera au chapitre des essais aérodynamiques la description du tunnel à densité variable.

Ceci posé, nous allons examiner les résultats obtenus par ces divers procédés expérimentaux en ce qui concerne l'effet de similitude pour l'aérodynamique des organes sustentateurs.

Par la méthode du chariot aérodynamique, l'auteur a montré : que l'effet de similitude était nul, en ce qui concerne la résistance induite et l'angle induit, pour des ailes monoplanes et pour des cellules sustentatrices biplanes. Par suite, les formules, qui permettent le calcul de ces quantités et qui se vérifient pour les modèles réduits, se vérifient également pour les ailes monoplanes et pour les cellules biplanes en vraie grandeur.

D'assez nombreuses expérimentations en plein vol ont conduit les expérimentateurs anglais aux mêmes conclusions. Enfin, les récentes expérimentations au tunnel à densité variable en Amé-

rique ont confirmé entièrement ces résultats pour des ailes monoplanes de profils très différents.

Il semble donc : que l'effet de similitude, en ce qui concerne les organes sustentateurs, ne se manifeste que sur les caractéristiques qui dépendent essentiellement du profil des ailes. A cet égard, les expériences américaines, au tunnel à densité variable, ont apporté une importante contribution.

M. George Higgins<sup>1</sup> a expérimenté ainsi trente-sept profils d'ailes sustentatrices, différant entre eux par la forme générale, par l'épaisseur relative maximum, par la courbure, etc. Les essais ont comporté cinq pressions différentes de telle sorte que le nombre de Reynolds a varié depuis 200.000 jusqu'à 3.600.000. La valeur 200.000 correspond à des essais en pression normale sur un modèle ayant 0<sup>m</sup>,10 de corde, à une vitesse d'environ 30 m : sec. La valeur 3.600.000 correspondrait par suite à un organe 10 fois plus grand se déplaçant, à la pression normale, à une vitesse 1,8 fois plus grande soit 54 m : sec.

Les conclusions d'ensemble de ces remarquables expérimentations sont les suivantes :

Pour tous les profils expérimentés, la résistance unitaire minimum diminue quand on augmente le nombre de Reynolds. Cette variation est en accord avec l'évolution indiquée pour la résistance due au frottement superficiel.

Cependant, dans certains cas, cette résistance

1. George Higgins. « The Comparison of well-known and new wing sections tested in the variable density wind tunnel » (*Technical*, note n° 219 de l'U. S., N.A.C.A.)

minimum semble tendre vers une valeur constante, aux grandes valeurs du nombre de Reynolds ; mais il convient de remarquer, que l'évolution définie par la formule

$$C_{x_f} = 0,0652 \left( \frac{VL}{v} \right)^{-0,15}$$

n'est pas très considérable, car on a pour

$$\frac{VL}{v} = 2.000.000 \quad C_{x_f} = 0,0074$$

et pour

$$\frac{VL}{v} = 3.600.000 \quad C_{x_f} = 0,0068$$

La différence devient donc peu sensible et peu mesurable. Par conséquent, on peut dire, qu'en ce qui concerne la résistance de profil, l'évolution en  $\left( \frac{VL}{v} \right)^{-0,15}$  se confirme par les expériences au tunnel à densité variable.

Pour beaucoup d'ailes moyennement épaisses les valeurs de  $C_z$  et de  $C_x$ , aux angles normaux d'utilisation, diminuent légèrement aux grands nombres de Reynolds ; mais cette évolution est peu sensible et parfois même elle n'apparaît pas. Dans tous les cas, les courbes unitaires ( $C_z$ ,  $i$ ) restent bien parallèles, dans le domaine des angles d'incidence utilisés en aviation.

Au contraire, les valeurs du  $C_z$  maximum évoluent notablement. Pour les ailes relativement épaisses le  $C_z$  maximum diminue parfois considérablement (1,57 à 1,21, pour un profil USA 35 A, avec  $e/l = 18$  p. 100).

Pour des ailes minces ou moyennement épaisses, le  $C_z$  maximum augmente ou varie très peu.

Mais aucune loi générale ne peut être énoncée à ce sujet.

Il en est de même pour le rapport  $C_z/C_x$  qui mesure la finesse. Ses variations sont parfois irrégulières ou peu accentuées. Fréquemment aussi, ce rapport augmente avec le nombre de Reynolds. Enfin, la formule de la sustentation :

$C_z = \frac{0,095\lambda}{\lambda + 1,73} i^2$ , se vérifie bien aux grands nombres de Reynolds.

Dans l'ensemble, ces résultats montrent : que certaines qualités aérodynamiques essentielles d'une aile sustentatrice peuvent évoluer d'une manière très imprévue, quand on passe du modèle réduit aux organes en vraie grandeur. De sorte que le classement des profils peut différer, suivant qu'on considère les coefficients habituels ou ceux relatifs à la vraie grandeur.

Les différences ne sont pas cependant d'un ordre de grandeur susceptible de retirer de l'intérêt aux résultats obtenus sur des modèles réduits, pourvu que les nombres de Reynolds correspondants ne soient pas trop faibles. (Soit par exemple N. R. = 400.000 à 500.000.) Ainsi le tableau ci-contre donne le classement de 13 profils différents, effectué d'après les valeurs de  $C_z/C_x$  maximum pour N. R. = 3.600.000.

On voit, que pour N. R. = 500.000, ce classement eût été peu modifié et que le choix définitif du profil eût été déterminé plutôt par d'autres considérations (l'épaisseur maximum par exemple qui joue un rôle important au point de vue constructif, ou encore la position du centre de poussée).

# CARACTÉRISTIQUES AÉRODYNAMIQUES DE DIVERS PROFILS D'AILLES POUR DES NOMBRES DE REYNOLDS TRÈS DIFFÉRENTS

DÉSIGNATION des profils.	$e/l$ (MAX) P. 100	$f/l$ (MAX) P. 100	N.R. = 360.000			N.R. = 500.000		
			$C_x/C_x$ max.	$C_x$ max.	$C_x$ min.	$C_e/C_x$ max.	$C_e$ max.	$C_x$ min.
R.A.F.-15	6,38	2,9	26,3	1,24	0,0090	24,9	1,06	0,0100
N.A.C.A.-M4	6,16	~2,3	25,3	0,98	0,0075	»	»	»
U.S.A.-5	6,28	4,7	25,0	1,19	0,0110	25,2	1,21	0,0140
N.A.C.A.-M6	11,94	~2,3	23,6	1,22	0,0085	»	»	»
Clark-YB	11,70	3,3	23	1,38	0,0100	24,5	1,19	0,0100
U.S.A.-35B	11,58	3,75	22	1,37	0,0090	19,4	1,27	0,0130
N.A.C.A.-M12	11,94	1,8	22	1,30	0,0090	»	»	»
U.S.A.-27	10,98	~5,5	21,9	1,39	0,0120	22,6	1,22	0,0145
N.A.C.A.-97	12,40	5,5	21,4	1,38	0,0110	19,4	1,34	0,0170
N.A.C.A.-99	13,60	0	19,8	0,98	0,0100	17,2	0,82	0,0130
U.S.A.-35A	18,18	6,7	19,6	1,21	0,0140	19,4	1,50	0,0185
Götting-387	15,14	5,15	19,2	1,33	0,0120	16,8	1,38	0,0180
N.A.C.A.-98	14,50	5,5	18,4	1,38	0,0150	16,2	1,36	0,0210

Il reste évident cependant, qu'il convient de prêter la plus grande attention à ces recherches qui se poursuivent dans le Laboratoire spécial des États-Unis. La diminution du  $C_x$  maximum des ailes relativement épaisses (comme USA 35 A) doit faire l'objet de recherches nouvelles et méthodiques. De même l'effet de similitude sur le moment longitudinal ou sur la position du centre de poussée devra faire l'objet d'une attention toute spéciale.

§ 3. — PROFILS SPÉCIAUX ET DISPOSITIONS PARTICULIÈRES  
DES ORGANES SUSTENTATEURS

a) Ailes à courbure variable. — Le profil d'une aile sustentatrice qui convient pour les régimes de vol rapide ne permet généralement pas l'obtention de sustentations maxima très élevées. Il en résulte que la vitesse minimum à l'atterrissage sera très grande avec de tels profils. En vue de réduire cette vitesse d'atterrissage on a cherché à réaliser des ailes sustentatrices dont le profil est déformable, de telle sorte que la courbure de la ligne moyenne du profil puisse être notablement augmentée au moment de l'atterrissage.

La difficulté de ces réalisations réside évidemment dans le mécanisme de déformation du profil. Une réalisation intéressante d'un tel mécanisme a été faite par un inventeur français : M. Lachassagne<sup>1</sup>.

L'aile déformable Lachassagne (fig. 42) comprend une armature fixe constituée par deux longe-

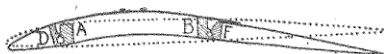
1. L'aile à courbure variable, système Lachassagne (*Recherches et Inventions*, n° 39 de janvier 1923 et n° 67 de juillet 1923).

## ÉTUDE AÉRODYNAMIQUE DE L'AVION

rons, A et B, convenablement entretoisés et contreventés dans le plan de l'aile, et une partie mobile. Cette dernière comporte aussi deux longerons D et F articulés sur les longerons fixes A et B. Ces longerons mobiles D et F supportent les nervures déformables. Celles-ci comportent : 1° un élément de bord d'attaque fixé rigidement sur le longeron mobile avant D ; 2° un élément central dont la semelle inférieure est fixée sur les longerons mobiles D et F et dont la semelle supérieure,



a. Profil de l'aile pour les régimes de vol aux grandes vitesses.



b. Profil de l'aile pour les régimes de vol à faible vitesse et pour l'atterrissage.

Fig. 42. — Aile à courbure variable, système Lachassagne.

fixée seulement au longeron mobile D à l'avant, glisse par sa partie arrière sur la semelle supérieure de l'élément de queue. Ce déplacement est guidé par des glissières fixées au droit du longeron mobile arrière F. L'écartement entre les semelles inférieure et supérieure de cet élément central est assuré par des longeronnets intermédiaires, articulés sur ces semelles ; 3° un élément de queue ou de bord de sortie fixé rigidement sur le longeron mobile arrière.

Le système de commande de la déformation comprend un certain nombre de leviers convenablement articulés et dont le mouvement est assuré par une tringle de commande, parallèle

aux longerons, et reliée à un écrou à tourillon. Celui-ci, convenablement guidé, se déplace sous l'action d'une vis à butée, manœuvrée par un volant à portée de la main du pilote.

L'étude des propriétés aérodynamiques d'une aile à courbure variable peut être faite au laboratoire en expérimentant un certain nombre des profils obtenus par la déformation du profil ini-

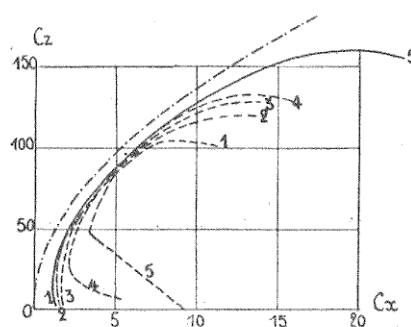


Fig. 43. — Aile à courbure variable, système Lachassagne.

Polaires des divers profils obtenus par la déformation du profil initial. La polaire-enveloppe est tracée en trait plein et comparée à la polaire théorique qui est tracée en traits mixtes.

tial. Les polaires de ces divers profils évoluent régulièrement et l'on peut définir la polaire-enveloppe (fig. 43). Ainsi, dans le cas des ailes déformables Lachassagne, le coefficient de sustentation maximum passe de 1,04 (profil initial avec courbure relative de 2,7 p. 100) à 1,58 (profil final avec courbure relative de 9 p. 100). La polaire-enveloppe est parallèle à la polaire théorique (parabole de résistance induite). La finesse, pour un allongement égal à 6, varie de 24 (profil initial) à 17 (profil final).



La comparaison de la polaire-enveloppe d'une aile à courbure variable avec les polaires de divers profils d'aile ayant même épaisseur relative est en faveur de l'aile à courbure variable. Cependant on peut trouver quelquefois une polaire équivalente à la polaire-enveloppe, mais dans ce cas les épaisseurs relatives ne sont plus les mêmes.

*b) Ailerons de courbure.* — Un autre moyen d'augmenter la sustentation maximum est de déformer le profil initial par abaissement d'un aileron s'étendant sur toute l'envergure de l'aile. Au point de vue constructif la solution de l'aileron de courbure est incontestablement plus simple que celle de l'aile à courbure variable. Au point de vue aérodynamique les polaires d'un profil déformé, par abaissement d'un aileron postérieur, permettent d'obtenir des sustentations maxima aussi élevées, avec des finesses très acceptables. D'ailleurs, l'utilisation pratique de l'aileron correspond principalement aux périodes d'envol et d'atterrissage pour lesquels la finesse joue un rôle secondaire.

L'aileron de courbure semble donc devoir faire l'objet d'applications pratiques nombreuses. En particulier, pour les avions de vitesse pure et pour les avions de chasse, on peut être conduit à adopter des profils d'aile à centre de poussée fixe ou peu mobile. De tels profils, qu'on trace théoriquement par la méthode dite de von Mises, possèdent une ligne moyenne qui se relève légèrement vers l'arrière. Il en résulte que leur sustentation maxima est assez faible et pour obtenir des vitesses d'envol et d'atterrissage suffisamment

# L'AVIATION ACTUELLE

modérées on est conduit à les munir d'ailerons de courbure.

L'étude méthodique d'un assez grand nombre de résultats expérimentaux m'a permis de résumer les propriétés aérodynamiques des ailerons de courbure par quelques formules assez simples.

Nous supposerons connues les propriétés aérodynamiques du profil initial, non aileronné.

Soit, par exemple, un profil d'aile dans sa forme initiale AB (fig. 44). La sustentation unitaire

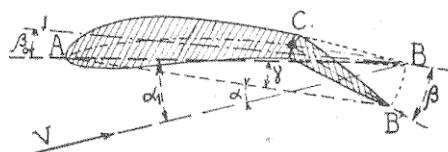


Fig. 44. — Aile sustentatrice avec aileron de courbure.

La direction BI qui fait l'angle  $\beta_0$  avec la corde AB du profil initial est la direction de portance nulle initiale.

d'un tel profil peut se représenter par la relation

$$C_x = A (\alpha_1 + \beta_0)$$

$\beta_0$ , étant l'angle de portance nulle et A, un coefficient qui dépend de l'épaisseur du profil et surtout de l'allongement  $\lambda = \frac{K^2 L^2}{S}$  de l'aile ou de la cellule.

Si l'aileron postérieur (fig. 44) est braqué d'un angle  $+\beta$ , positif quand il augmente la courbure du profil, on aura :

$$C_x = A(\alpha_1 + \beta_0 + m\beta)$$

# ÉTUDE AÉRODYNAMIQUE DE L'AVION

$m$  étant un coefficient qui diminue légèrement quand  $\beta$  augmente soit :

$$m = m_0 - 0,005 \beta$$

pour toutes les valeurs usuelles de  $\beta$ , c'est-à-dire pour  $\beta \leq 25^\circ$ ;  $m_0$ , valeur principale de  $m$ , dépend alors essentiellement du rapport

$$\sigma = \frac{S_m}{S}$$

de la surface  $S_m$  de l'aileron mobile à la surface totale  $S$  de l'aile.

La valeur théorique de  $m_0$  peut se représenter par la relation

$$m_0 = \frac{4}{\pi} \sqrt{\sigma} (1 - 0,215 \sigma).$$

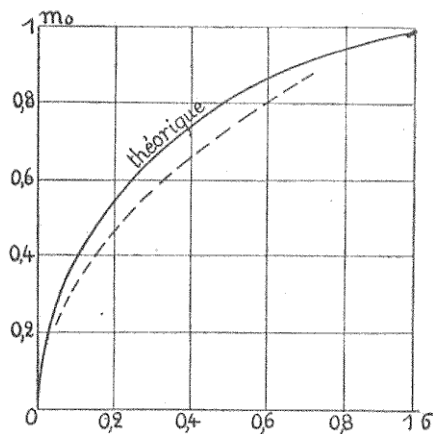


Fig. 45. — Variation du coefficient de braquage avec le rapport,  $\sigma$ , de la surface mobile à la surface totale.

Cette valeur théorique est applicable pour le cas d'un aileron de courbure s'étendant sur

toute l'envergure de l'aile, sans échancrure médiane.

Le plus souvent l'aileron de courbure, comme le gouvernail mobile de l'empennage de profondeur, est interrompu dans la section médiane de l'aile ou du gouvernail par la présence d'une échancrure (fig. 46).

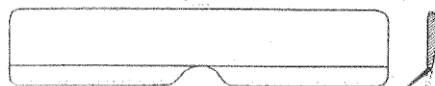


Fig. 46. — Vue en plan d'une aile avec aileron de courbure présentant une échancrure médiane.

Dans ce cas j'ai trouvé, par l'étude de nombreux résultats expérimentaux, que la valeur de  $m_0$  est un peu plus faible pour les valeurs usuelles de  $\sigma$ .

On peut alors adopter la valeur empirique

$$m_0 = 1,04 \sqrt{\sigma}$$

valable pour

$$\sigma \leq 0,9.$$

EXEMPLE NUMÉRIQUE. — Une aile de profil théorique von Mises, à centre de poussée fixe, possède un aileron de courbure s'étendant sur toute l'envergure et dont le rapport

$$\sigma = 0,147.$$

L'aile a un allongement  $\lambda = 5$ , et le profil a une épaisseur maximum  $e/l = 0,132$ . L'angle de portance nulle du profil initial est  $\beta_0 = 3^{\circ},2$ .

Calculons les courbes unitaires  $(C_z, (i + \beta_0))$  pour des braquages  $+9^{\circ}$  et  $+15^{\circ}$  donnés à l'aileron.

Puisque  $\lambda = 5$  et  $\frac{e}{l} = 0,132$  on aura, comme dans l'exemple page 98 :

$$A = 0,0705.$$

$$\approx 120^{\circ}$$

## ÉTUDE AÉRODYNAMIQUE DE L'AVION

Le  $C_z$  maximum sera de même :

$$C_{z(\max)} = 0,0705 (14 + 3,2) = 1,21$$

Puisque l'aileron s'étend sur toute l'envergure on aura :

$$m_o = 1,273 \sqrt{0,147} (1 - 0,215 \times 0,147) = 0,4725$$

d'où :

$$m = 0,4725 - 0,005 \times 9 = 0,4275 \quad \text{pour } \beta = + 9^\circ$$

et

$$m = 0,4725 - 0,005 \times 15 = 0,3975 \quad \text{pour } \beta = + 15^\circ.$$

Les angles de portance nulle calculés avec aileron braqué seront respectivement.

$$i = - (3^\circ,2 + 0,4275 \times 9) = - 7^\circ \quad \text{pour } \beta = + 9$$

et

$$i = - (3^\circ,2 + 0,3975 \times 15) = - 9^\circ,15 \quad \text{pour } \beta = + 15.$$

La figure 47 représente ces résultats sur lesquels on a représenté les points correspondant aux résultats expérimentaux.

Comme précédemment, la courbe des  $C_z$  s'infléchit avant d'arriver au  $C_z$  maximum.

Le  $C_z$  maximum avec aileron braqué n'est pas calculable mais on peut le prévoir par l'allure des courbes expérimentales représentées ci-contre.

*Remarque 1.* — Les profils von Mises avec centre de poussée fixe ont une tendance à avoir des  $C_z$  maximum un peu inférieurs aux valeurs correspondantes des profils à courbure unique.

*Remarque 2.* — L'accord entre les valeurs calculées et les valeurs expérimentales serait encore meilleur pour des profils à simple courbure initiale. Cependant nous avons tenu à donner notre exemple numérique dans le cas d'un profil von Mises à  $C_{m_0}$  nul ou très faible, parce que de tels profils sont maintenant utilisés dans la pratique et qu'on pourra être conduits à les munir d'ailerons de courbure pour compenser, dans certains cas, leur  $C_z$  maximum limité.

# L'AVIATION ACTUELLE

Il convient en outre d'indiquer l'évolution du moment longitudinal de la résultante aérodynamique quand l'aileron est braqué.

Les expérimentations relatives à cette caractéristique ne

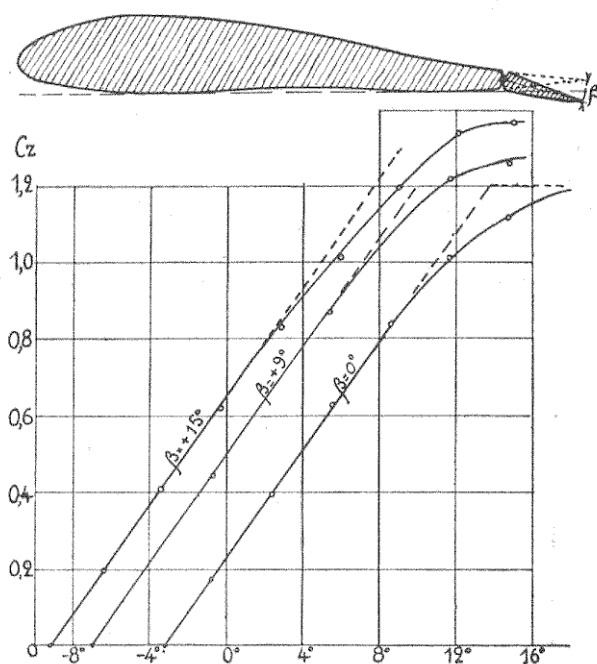


Fig. 47. — Courbes unitaires d'une aile munie d'un aileron de courbure.

sont pas très nombreuses. On peut néanmoins établir une formule approchée pour le calcul de ce moment, dans les cas où l'aileron de courbure est appliqué à une aile dont la ligne moyenne du profil est peu incurvée. (Profils von Mises, et profils biconvexes symétriques.)

Soit ACB le profil non déformé et soit  $\beta_0$  l'angle de portance nulle correspondant (fig. 44).

## ÉTUDE AÉRODYNAMIQUE DE L'AVION

Pour un braquage  $\beta$  de l'aileron (profil ACB'), nous avons donné plus haut :

$$C_z = A (\alpha_i^0 + \beta^0 + m\beta^0).$$

Si on assimile ce profil déformé ACB' à un profil dont la courbure maximum s'est accrue de  $f/l$  par rapport au profil initial ACB la portance unitaire  $C_z$  sera donnée par la relation :

$$C_z = A^0 (\alpha_i^0 + \gamma^0 + \beta^0 + 2 \times 57,3 \ f/l).$$

De ces deux expressions de  $C_z$  on déduit :

$$m\beta^0 = \gamma^0 + 114 \ f/l.$$

Par ailleurs, on a avec une suffisante approximation :

$$\gamma \approx \frac{BB'}{AB} \quad \text{et} \quad \beta \approx \frac{BB'}{CB}$$

d'où :

$$\gamma \approx \frac{CB}{AB} \beta \approx \sigma \beta.$$

On aura par suite :

$$f/l = \frac{(m - \sigma) \beta^0}{114}.$$

L'accroissement  $\Delta C_{m_0}$  du moment unitaire pour  $C_z = 0$ , imputable au braquage  $\beta$  de l'aileron, peut de même s'exprimer par la relation :

$$\Delta C_{m_0} = 3,14 \ f/l$$

en considérant toujours le profil ACB' comme un profil de courbure relative  $f/l$ .

On aura par suite :

$$\Delta C_{m_0} = \frac{3,14}{114} (m - \sigma) \beta^0 = 0,0275 (m - \sigma) \beta^0.$$

Il en résulte que l'expression du moment unitaire  $C_m$  par rapport au bord d'attaque A, pour le profil avec aileron braqué de l'angle  $\beta$ , pourra s'exprimer par la relation approchée.

$$C_m = 0,25 C_z + C_{m(0)} + 0,0275 (m - \sigma) \beta^0$$

# L'AVIATION ACTUELLE

$C_{m(0)}$  étant le moment unitaire du profil initial ( $\beta = 0$ ) pour l'angle de portance nulle initial.

EXEMPLE NUMÉRIQUE. — On a expérimenté une aile d'allongement 6 avec un profil initial caractérisé : 1° par l'angle de portance nulle  $\beta_0 = 7,4$  par rapport à la corde d'intrados; 2° par le coefficient  $A = 0,07$ ; 3° par  $100 C_{m_0} = 8,1$ ,

Cette aile était munie d'un aileron de courbure caractérisé par un rapport :  $\sigma = \frac{S_m}{S} = 0,48$ .

Le tableau ci-dessous contient les résultats du calcul des angles de portance nulle  $\alpha = -(\beta_0 + m\beta)$  et des moments unitaires correspondants ( $C_{m_0} + \Delta C_{m_0}$ ) à l'aide des formules données ci-dessus, pour des braquages  $\beta$  variant de  $-3^\circ$  à  $+9^\circ$ . On y a ajouté pour comparaison les valeurs trouvées expérimentalement.

$\beta =$	$-3^\circ$	$0^\circ$	$3^\circ$	$6^\circ$	$9^\circ$
$m =$	0,705	0,720	0,705	0,690	0,675
$-(\beta_0 + m\beta)$ calculé .	$-5^\circ,3$	$-7^\circ,4$	$-9^\circ,5$	$-11^\circ,5$	$-13^\circ,5$
Id. mesuré .	$-5^\circ,1$	$-7^\circ,4$	$-9^\circ,45$	$-11^\circ,4$	$-13^\circ,6$
$0,0275 (m - 5) \beta_0$	$-0,019$	0	0,019	0,035	0,048
$100 (C_{m_0} + \Delta C_{m_0})$	6,2	8,1	10	11,6	12,9
Id. mesuré .	5,7	8,1	10	11,5	13

$$m_a = 1,04 \sqrt{0,48} = 0,720 \quad m = 0,720 - 0,005 |\beta|$$

On voit que les valeurs calculées sont en très bon accord avec les valeurs expérimentales. Par ailleurs le faisceau des courbes unitaires ( $C_z, i$ ) et celui des courbes ( $C_z, C_m$ ) sont constitués par des droites parallèles de pentes respectives :  $A = 0,07$  et  $\frac{C_m}{C_z} = 0,25$ .



## ÉTUDE AÉRODYNAMIQUE DE L'AVION

La portance unitaire maximum pour le profil initial était

$$C_{z(\max)} = 1,45.$$

D'après ce qui précède l'augmentation du  $C_z$  maximum par suite du braquage  $\beta$  sera donnée par la relation approchée.

$$\Delta C_{z(\max)} = A (m - \sigma) \beta^2.$$

Ainsi pour  $\beta = + 6^\circ$  on aura :  $\Delta C_z (\text{maximum}) = + 0,088$  ; l'expérience a donné  $+ 0,065$  soit  $C_z (\text{maximum}) = 0,1515$  (pour  $\beta = + 6^\circ$ ).

Le plus souvent l'aileron de courbure sera employé pour produire cette augmentation du  $C_z$  maximum au moment de l'atterrissage. A cet égard il semble que les meilleures proportions à donner à un aileron de courbure soient celles qui correspondent à un rapport  $\sigma = \frac{S_m}{S}$  compris entre 0,25 et 0,3

Pour terminer cette étude succincte des ailerons de courbure il convient de connaître le moment exercé par les réactions aérodynamiques sur l'aileron autour de l'articulation de celui-ci, c'est ce qu'on appelle le « moment de charnière ».

A défaut de résultats expérimentaux, on pourra employer pour le calcul de ce moment, les formules suivantes :

$$\begin{aligned} M_{(c)} &= \rho/2 S_m l_m V^2 \times C_{mc} \\ C_{m(c)} &= n(\alpha + \beta_a) + p\beta \end{aligned}$$

$C_{m_c}$  étant le moment unitaire rapporté à la surface  $S_m$  et à la corde  $l_m$ , de l'aileron mobile.

$n$  et  $p$  étant des coefficients qui dépendent du rapport  $\sigma = \frac{S_m}{S}$ . Nous verrons que, dans le cas des empennages biconvexes avec gouvernail mobile, l'ensemble des mesures expérimentales donne :

$$n = 0,25 A \sqrt{\sigma}$$

et

$$p = 0,25 A - 0,004 (1 - \sigma)$$

c) **Avions à surface variable.** — Un autre moyen de diminuer la vitesse aérodynamique au moment de l'atterrissage est d'augmenter la surface des ailes sustentatrices. La vitesse d'atterrissage étant donnée par la relation

$$V_1 = \sqrt{\frac{P_1}{S_1} \frac{2}{\rho} \frac{1}{C_{x1}}}$$

On voit que cette vitesse diminuera proportionnellement à  $\sqrt{\frac{P_1}{S_1}}$ . Par exemple, si au moment de l'atterrissage on peut doubler la surface  $S_1$ , la vitesse d'atterrissage sera

$$V_2 = \sqrt{\frac{P_1}{2S_1} \frac{2}{\rho} \frac{1}{C_{x1}}} = \frac{V_1}{\sqrt{2}} = 0,707 V_1$$

soit une diminution de 30 p. 100.

Mais la réalisation d'une variation importante de la surface des ailes présente de grandes difficultés de construction. M. James, ingénieur, a cependant réalisé un avion à surface variable par dédoublement d'une surface dont le profil est l'enveloppe de deux profils d'ailes sustentatrices. La figure 48 représente les deux profils dans leur position rapprochée qui correspond à une voilure monoplane.

Le dédoublement des deux surfaces portantes, juxtaposées dans le vol normal, se fait par coulisement de l'aile inférieure vers le bas, ce qui conduit à une cellule biplane. L'augmentation relative de surface est d'environ 1,58.

Les essais au laboratoire aérodynamique ont montré, qu'avec un entre-plan normal de la cellule biplane, on pouvait obtenir sensiblement

le même  $C_x$  maximum qu'avec la cellule monoplane. Si on suppose que le poids  $P$  de l'avion demeure inchangé, les vitesses d'atterrissage  $V_1$  et  $V_2$  avec ces deux voilures seront dans le rapport

$$\frac{V_2}{V_1} = \sqrt{\frac{S_1}{S_2}} = \sqrt{0,633} = 0,795.$$

En réalité, il faut comparer l'avion avec la voile dédoublée  $S_2$  à un avion de voile  $S_1$

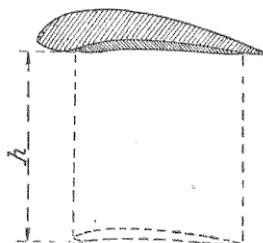


Fig. 48. — Cellule sustentatrice à surface variable (système James).

En vol normal la cellule sustentatrice est monoplane et le profil d'aile est constitué par deux profils emboîtés l'un dans l'autre. En déplaçant la petite aile vers le bas on constitue une cellule biplane correspondant à une augmentation de surface portante.

non susceptible de se dédoubler. Ce dernier aura un poids total plus faible, de sorte que les quotients  $P_1/S_1$  et  $P_2/S_2$  ne seront pas exactement dans le rapport des surfaces  $S_2$  et  $S_1$ . Dans ces conditions le rapport  $V_2/V_1 = 0,8$ , calculé précédemment, est un maximum maximorum qui ne peut être atteint pratiquement pour le rapport  $S_2/S_1 = 1,58$ . Compte tenu de cette majoration du poids de l'avion à surface variable, on ne peut escompter, pour le cas envisagé ci-dessus,

qu'une diminution de 10 à 12 p. 100 sur la vitesse d'atterrissage.

*d) Avion à surface et courbure variables. —*

Une autre solution, présentée par M. Bille, consiste à faire varier la surface et la forme du profil de l'aile supérieure d'une cellule biplane ou sesquiplane. A cet effet, une portion de sur-

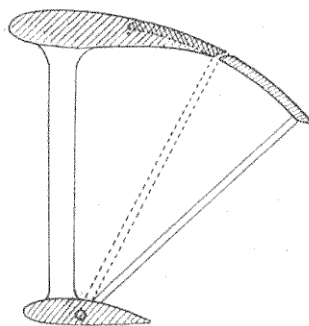


Fig. 49. — Cellule biplane à surface variable (système Bille).

L'aile supérieure de la cellule comporte un élément mobile logé à l'intérieur du profil de vol normal. Par rotation autour d'un axe logé dans l'aile inférieure cet élément mobile vient augmenter la surface et la courbure de l'aile supérieure.

face mobile est logée à l'intérieur du profil de surface  $S_1$ . Au moyen d'un système articulé autour d'un point de l'aile inférieure, on peut faire sortir vers l'arrière cette portion de surface mobile, de telle sorte que la surface portante augmente jusqu'à une valeur  $S_2 > S_1$ , cependant que la courbure relative maximum et l'incidence du profil ainsi modifié augmentent appréciablement (fig. 49).

Les essais aérodynamiques d'une telle disposi-

tion ont montré que les produits  $C_x (\text{max.}) \times S$  évoluent dans le rapport

$$\sqrt{\frac{C_{x(1)} S_{(1)}}{C_{x(2)} S_2}} = 0,855$$

pour une variation de surface

$$\frac{S_2}{S_1} = 1,24$$

A égalité de poids total de l'avion, la diminution de la vitesse d'atterrissage serait donc de 15 pour 100. Comme précédemment, ce chiffre représente un maximum maximorum, qui se réduira pratiquement à 10 ou 12 pour 100, si l'on tient compte de l'augmentation de poids qu'entraîne fatalement un tel dispositif.

*Remarque.* — Les valeurs numériques précédentes ont d'ailleurs été obtenues en manœuvrant la surface mobile jusqu'à ce qu'un petit intervalle libre soit produit entre le profil fixe et la portion mobile. L'influence de cette « fente » a été d'améliorer notablement les qualités aérodynamiques du dispositif.

On voit par ces deux exemples, les difficultés considérables auxquelles on se heurte dans la construction d'un avion à surface variable, susceptible de fournir une diminution notable de la vitesse d'atterrissage. Encore faudrait-il tenir compte, pour la comparaison avec un avion normal, des augmentations de résistances passives et de puissance motrice qui s'ajoutent aux augmentations de poids, à égalité de performances de vitesse et de plafond, pour une même charge utile et un même rayon d'action.

a) Le profil « d'aile à fentes ». — M. Handley Page, en Angleterre, et M. Lachmann, en Allemagne, ont préconisé l'utilisation des « profils à fentes » pour l'obtention de sustentations maxima très élevées.

Examinons d'abord les propriétés aérodynamiques de ces profils d'après les essais au Laboratoire aérodynamique.

*Profil à fentes multiples.* — Un profil à

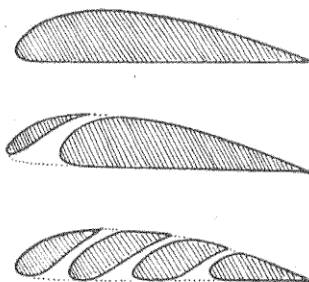


Fig. 50 à 52. — Ailes à fentes.

a) Profil enveloppe. — b) Aile à une seule fente. — c) Aile à trois fentes.

3 fentes, et, par suite, composé de 4 éléments séparés par des canaux longitudinaux (fig. 52) donne une portance unitaire maximum ( $C_z$  max.) égale à 2,20 environ pour un angle d'incidence de 25 à 26°. Le profil plein (fig. 50), enveloppe du profil à 3 fentes, donne, pour le même allongement, un  $C_z$  maximum inférieur à 1,40. L'augmentation relative de la portance maximum est donc d'environ 60 pour 100. Avec un profil à 6 fentes on a même obtenu un  $C_z$  maximum égal à 2,5 fois celui des profils usuels. Par ail-

leurs, les polaires comparées montrent que ces sustentations élevées sont obtenues au prix

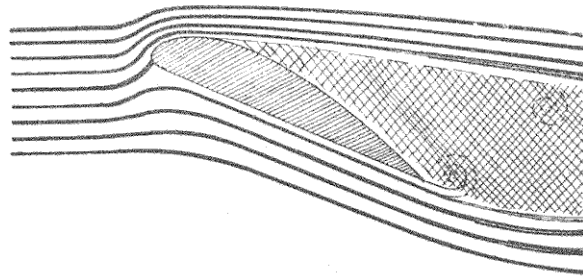


Fig. 53. — Spectre de l'écoulement autour du profil-enveloppe pour un angle d'incidence de  $25^\circ$ . Pour cet angle qui dépasse notablement l'angle de portance maximum il se produit en aval des décollements importants avec formation de tourbillons alternés.

d'une résistance de profil qui est sensiblement le double de celle du profil enveloppe ; la résis-

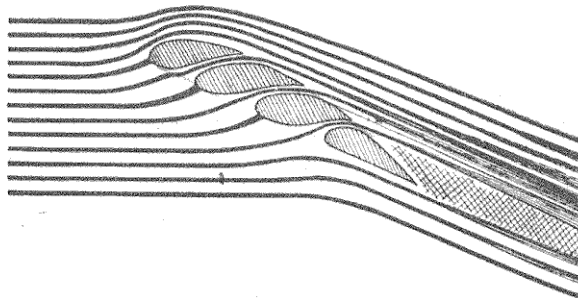


Fig. 54. — Spectre de l'écoulement autour du profil à trois fentes pour un angle d'incidence de  $25^\circ$ . L'écoulement du fluide à travers les fentes évite la formation des décollements. Le sillage en aval est réduit et la déflexion notable du courant indique la production d'une sustentation élevée.

tance induite étant celle qui correspond à l'allongement du modèle expérimenté.

On doit attribuer l'obtention de ces hautes sustentations au fait que le passage du fluide à travers les fentes supprime le décollement sur l'extrados pour des angles d'incidence compris entre  $15^\circ$  et  $25^\circ$ .

Ainsi pour un angle de  $20^\circ$  à  $25^\circ$  le « spectre » de l'écoulement sur un profil à 3 fentes présentera l'aspect de la figure 54.

Il en résulte en arrière du profil à fentes, une déflexion importante du fluide vers le bas, déflexion corrélative des hautes sustentations.

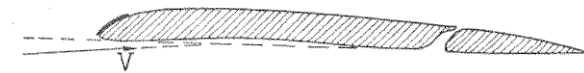
Pour ce même angle d'incidence, supérieur à  $20^\circ$ , le profil enveloppe impose au fluide une « contrainte de contournement » à laquelle il n'obéit pas. Le spectre de l'écoulement sur ce profil prend alors l'aspect (fig. 53) avec apparition de tourbillons « alternés », sillage de grande dimension, déflexion vers le bas très atténuée. De ce fait la sustentation sera plutôt inférieure à celle que donnerait le même profil à un angle de  $15^\circ$  et la résistance à l'avancement augmentera considérablement.

Malheureusement, il est malaisé de réaliser pratiquement un profil à fentes multiples. C'est pourquoi, on a préférentiellement adopté des profils à une ou deux fentes. L'expérience montre qu'un profil à une fente, tel que celui figure 51 est susceptible de fournir un  $C_z$  maximum de l'ordre de 2,05 à 2,10, alors qu'il donne seulement 1,45 quand la fente est fermée. L'influence de la grandeur de la fente et de l'angle d'inclinaison de l'élément auxiliaire a été méthodiquement expérimentée. Il a été fait de même en ce qui concerne la forme du profil principal.

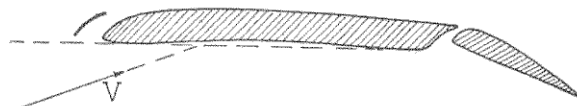
Enfin, M. Handley Page a combiné l'action



simultanée d'un élément auxiliaire avant avec celle d'un aileron arrière, de telle sorte que ce dernier est braqué d'un certain angle positif pendant que l'élément auxiliaire est écarté du profil principal (fig. 55 et 56). Le braquage positif de l'aileron s'accompagne en outre de la production d'une « fente » entre l'aileron et l'élément principal du profil. Dans ces conditions, avec un braquage positif de  $23^\circ$  à l'aileron arrière et un réglage convenable de la fente avant on a pu



a. Position de vol normal : fente fermée, aileron neutre.



b. Position de vol à vitesse minimum : fente ouverte, aileron braqué positivement.

Fig. 55 et 56. — Ailes à fentes Handley-Page.

obtenir une portance unitaire maximum allant de 2 à 2,5.

Cette manœuvre conjuguée du braquage positif, avec fente, de l'aileron arrière et de l'ouverture de la fente avant a donné des résultats pratiques fort intéressants. Il résulte de cette disposition un profil à courbure variable par aileron de courbure, dont les qualités sustentatrices sont accrues notablement du fait de l'existence des fentes antérieures et postérieures. En outre l'action simultanée en avant et en arrière du profil ne change pas notablement le moment de la résul-

tante aérodynamique. Le vol et l'atterrissage à des vitesses extrêmement réduites est donc possible par l'accroissement de la sustentation unitaire, mais il faut en outre que le contrôle de la stabilité latérale soit possible. Ce problème a été également résolu par M. Handley-Page en appliquant le principe de cette manœuvre con-

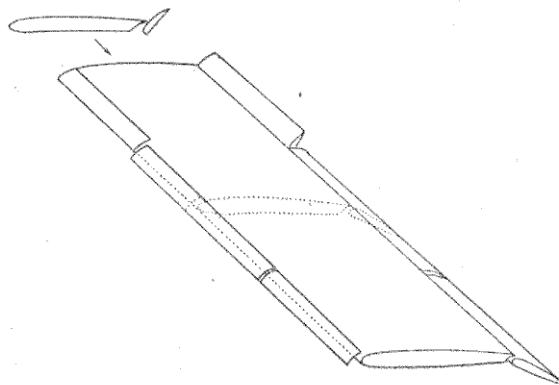


Fig. 57. — Ailes à fentes Handley-Page.  
Défense et gouverne latérales, en vol à la vitesse minimum.

La fente étant ouverte et l'aileron braqué positivement pour la portion médiane de l'aile on produit un couple de roulis notable en modifiant l'ouverture de fente et le braquage d'ailerons sur les portions extrémales de l'aile.

juguée du volet avant et de l'aileron arrière aux portions extrémales de la voilure. Dans ces conditions la manœuvre de redressement consiste à ouvrir la fente avant et à braquer l'aileron arrière du côté de l'aile à remonter, cependant que la manœuvre inverse est appliquée sur l'autre côté (fig. 57).

Le moment de roulis ainsi créé est considérable, et il ne s'accompagne pas d'un moment

de gyration susceptible d'engager l'avion « en vrille ». Ce moment de gyration peut même contribuer au redressement latéral sans qu'il soit nécessaire de faire intervenir le gouvernail de direction.

En résumé, le dispositif Handley-Page avec la combinaison « fentes-aileron » permet de diminuer la vitesse d'atterrissage d'un avion d'au moins 30 pour 100 et rend possible des atterrissages en terrain difficile, des décollages et des atterrissages sur les navires porte-avions, etc.

§ 4. — ÉTUDE DES ORGANES DE STABILITÉ  
ET DE MANŒUVRABILITÉ

Cette étude est d'une importance comparable à celle de l'étude des organes sustentateurs. Elle est malheureusement plus délicate en raison des interactions entre les ailes sustentatrices, les propulseurs et les empennages arrière.

En ce qui concerne les organes de stabilité latérale elle se complique de la variation de la distribution de sustentation sur l'aile entière, du fait de la manœuvre de ces organes. Enfin l'efficacité des organes de stabilité et de manœuvrabilité dépend essentiellement de la vitesse aérodynamique et devient souvent précaire aux très faibles vitesses.

1° Les organes de stabilité et de manœuvrabilité longitudinales. — Les organes de la stabilité longitudinale sont constitués par les empennages horizontaux lesquels comportent généralement une partie fixe et une partie mobile. La partie fixe est liée au fuselage de l'avion au

moyen d'un dispositif réglable. Le réglage consiste à fixer l'angle que fait la ligne moyenne du plan fixe avec une ligne de référence qui est souvent la corde de l'aile sustentatrice. Cet angle « de calage » du plan fixe est parfois réglable en vol, mais ses variations sont faibles et occasionnelles. La partie mobile qu'on désigne généralement sous les noms de gouvernail, équilibreur ou volet de profondeur, peut prendre, au gré du pilote, différentes positions ou « braquages » par rapport au plan fixe. Le gouvernail est donc relié par une « commande » appropriée au levier de profondeur de l'avion.

Dans certains cas l'empennage horizontal est totalement mobile et ne comporte aucune partie fixe.

L'étude des empennages horizontaux à l'état isolé se ramène à l'étude d'ailes sustentatrices de formes spéciales. Cette étude comportera donc les subdivisions suivantes :

- a) Profil des empennages horizontaux ;
- b) Forme en plan ;
- c) Propriétés particulières des empennages avec partie fixe et gouvernail mobile.

Nous nous proposons d'expliciter la grandeur et la position des réactions aérodynamiques appliquées à l'empennage en fonction de l'angle d'incidence de la partie fixe avec le vent relatif. Il est facile de se rendre compte que la réaction particulièrement importante pour la production d'un « moment » ou « couple stabilisateur » est la composante sustentatrice sur l'empennage. La composante de résistance à l'avancement a un effet négligeable à cet égard, et l'on devra seulement s'efforcer de la rendre aussi petite

que possible, comme il a été dit pour les résistances passives et pour la résistance à l'avancement des ailes sustentatrices.

Il est en outre nécessaire de considérer le moment des forces aérodynamiques appliquées aux portions mobiles de l'empennage. Ce moment par rapport à l'axe ou charnière de rotation doit être équilibré, ainsi que le moment dû au poids des organes mobiles, par l'effort que le pilote exerce sur le levier de commande du gouvernail de profondeur. Il importe que cet effort ait une grandeur et un sens bien déterminés. Par suite, le moment des réactions aérodynamiques sur le gouvernail mobile, ou par abréviation le « moment autour de la charnière du gouvernail » est une caractéristique aérodynamique très importante de l'empennage horizontal.

a) *Profil des empennages horizontaux.* — L'empennage horizontal est appelé à produire des réactions dirigées tantôt vers le haut et tantôt vers le bas. Il en résulte que le profil le plus rationnel et le plus couramment adopté est le profil biconvexe symétrique. Nous avons vu, à propos des résistances passives, que de tels profils sont bien supérieurs au profil plat et mince et qu'on peut leur donner une épaisseur relative maximum assez importante sans augmenter notablement leur résistance à l'avancement.

Nous supposons donc que le profil biconvexe symétrique est toujours adopté pour les empennages horizontaux.

b) *Forme en plan des empennages horizontaux.* — Les formes favorables à l'obtention de composantes sustentatrices importantes avec une

## L'AVIATION ACTUELLE

résistance auto-induite minimum sont à préconiser de toute évidence. Un grand allongement est donc à recommander, tant pour les empennages monoplans que pour ceux constitués par une cellule biplane ou multiplane. Pour ces dernières on y ajoutera les considérations déjà mentionnées sur l'influence de l'entreplan relatif.

Cependant, dans la pratique, les empennages monoplans ont des allongements relativement modérés. Ce sont alors des considérations de robustesse, de rigidité qui interviennent pour limiter l'envergure de tels empennages, mais aucune raison aérodynamique ne peut justifier certaines formes spéciales, triangulaires par exemple, qui sont inférieures aux formes rectangulaires ou analogues. \*

Dans tous les cas, les caractéristiques aérodynamiques seront déterminées comme il a été dit pour les ailes sustentatrices : soit par expérimentation directe, soit par le calcul.

Nous rappellerons, à ce sujet, les formules données antérieurement et qui s'appliquent ici soit pour le cas de l'empennage biconvexe *totalelement mobile*, soit pour le cas de l'empennage avec parties fixe et mobile, quand la partie mobile se trouve dans le prolongement de la partie fixe :

*Calcul de la sustentation unitaire en fonction de l'incidence  $i_e$  de l'empennage.*

$$C_{z(e)} = \frac{0,095 \lambda_e}{\lambda_e + 1,73} i_e$$

$\lambda_e$  étant l'allongement effectif, soit :

$$\lambda_e = \frac{K^2 L_e^2}{S_e}$$

$L_e$  et  $S_e$  étant l'envergure et la surface totale de l'empennage.

## ÉTUDE AÉRODYNAMIQUE DE L'AVION

$K^2$  étant le coefficient de résistance auto-induite ou de résistance induite totale. Pour les empennages monoplans, rectangulaires, trapézoïdaux ou en losange tronqué on pourra prendre  $K^2 = 1$  parce que les allongements géométriques sont faibles en général.

Pour les empennages cellulaires,  $K^2$  se détermine comme il a été dit pour les cellules sustentatrices.

*Calcul de la résistance unitaire  $C_{x_0}$ .*

On aura :

$$C_{x_e} = C_{x_0} + C_{x_i}$$

$$C_{x_0} = 0,01224 (V_e l_e)^{-0,15} \left( 1 + 1,1 \frac{e(e)}{l_e} \right) \left( 1 + 0,05 C_{z_e} \right) + 0,152 \left( \frac{e}{l} \right)^2$$

$$C_{x_i} = \frac{C_{z_e}^2}{\pi} \frac{S_e}{K^2 L_e^2}$$

$V_e$  étant la vitesse aérodynamique sur l'empennage;  $e_e$  et  $l_e$  étant l'épaisseur maximum et la corde de l'empennage de surface totale  $S_e$ .

*Calcul de la position de la résultante.*

On aura :

$$C_{m(e)} = 0,25 C_{z(e)}$$

et le centre de poussée sera situé constamment à une distance :

$$x = 0,25 l_e,$$

c) *Propriétés particulières de l'empennage avec partie fixe et partie mobile.* — L'empennage

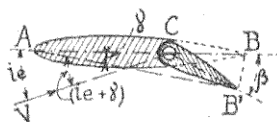


Fig. 58. — Empennage horizontal avec gouvernail mobile.

nage dont le gouvernail est braqué d'un certain angle  $\beta$  par rapport à la partie fixe (fig. 58) se comporte comme une aile sustentatrice dont le

profil aurait une certaine courbure et dont l'angle d'incidence serait une certaine fonction des angles  $i_e$  et  $\beta$ .

Mais on ne peut appliquer ici les résultats connus relatifs aux profils incurvés car dans le cas des empennages la courbure de la ligne moyenne n'est pas progressive. On doit donc s'en rapporter à l'expérience directe pour connaître les propriétés aérodynamiques des empennages avec partie fixe et gouvernail mobile.

En étudiant un certain nombre de résultats expérimentaux obtenus dans divers laboratoires aérodynamiques l'auteur a établi diverses formules empiriques qui permettent de chiffrer les propriétés aérodynamiques de tels empennages. Ces formules sont valables pour des empennages dont la forme en plan est voisine de celles représentées figure 59.

1° Expression de la sustentation unitaire  $C_{z(e)}$

On a :

$$C_{z(e)} = A_e (i_e + m\beta) = \frac{0,095 \lambda_e}{\lambda_e + 1,73} (i_e + m\beta)$$

$i_e$  et  $\beta$  étant exprimés en degrés. Le sens positif de  $\beta$  étant le même que celui de  $i_e$ .

$m$  étant un coefficient plus petit que l'unité et qui dépend principalement du rapport  $\sigma = \frac{S_{em}}{S_e}$  de la surface du gouvernail mobile  $S_{em}$  à la surface totale  $S_e$  de l'empennage. D'autre part le coefficient  $m$  diminue légèrement quand  $\beta$  augmente. La valeur de  $m$  est donnée par la relation.

$$m = \left( 1,04 \sqrt{\frac{S_{em}}{S_e}} - 0,005 \beta \right)$$

Cette formule est valable pour des rapports  $\sigma$  allant jusqu'à 0,7.

A vrai dire, quand le gouvernail mobile s'étend sur



toute la longueur de la partie fixe, sans aucune échancrure médiane, la variation de  $m$  avec  $\beta$  est moins accusée. D'autre part pour des allongements importants ( $\lambda_e \geq 6$ ) le coefficient  $m$  est augmenté de 10 p. 100. Mais de tels

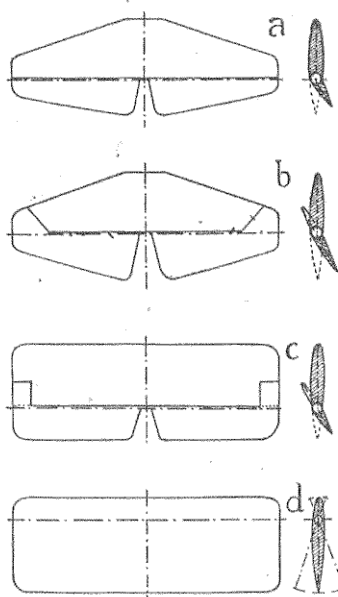


Fig. 59. — Quelques formes de l'empennage horizontal d'un avion.

Fig. 61 — *a*, Gouvernail non compensé forme en losange, — *b*, Gouvernail compensé forme en losange. — *c*, Gouvernail compensé forme rectangulaire. — *d*, Gouvernail entièrement mobile et compensé.

allongements ne sont guère utilisés dans la pratique. D'autre part l'échancrure médiane est presque toujours prévue pour le passage du gouvernail de direction. Enfin une portion plus ou moins importante de l'empennage est interceptée par le fuselage de l'avion. Pour ces raisons la valeur de  $m$  donnée plus haut semble convenir pour tous les calculs pratiques avec une excellente approximation.

# L'AVIATION ACTUELLE

D'autre part le  $C_{z(e)}$  maximum varie avec l'angle  $\beta$ . Pour un allongement moyen  $\lambda_e = 3$  et pour un braquage  $\beta = 0$ , la formule habituelle donne :  $C_{z \text{ max}} = 0,8$  pour  $i_e = +14^\circ$ . Pour un braquage  $\beta$  on trouve :

$$C_{z \text{ max}} = 0,8 + 0,022 \beta.$$

Les courbes unitaires ( $C_{z(e)} i_e$ ) seront donc des droites parallèles (fig. 60) décalées les unes par rapport aux

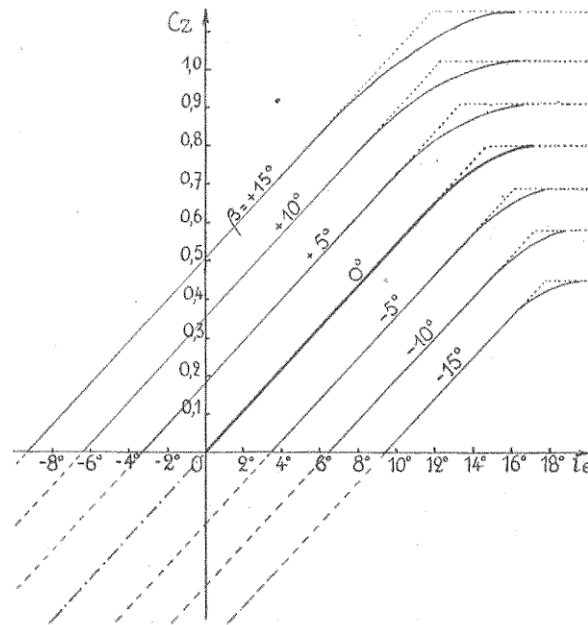


Fig. 60. — Courbes unitaires calculées pour un empennage avec gouvernail mobile.

On a supposé  $\lambda = 3,1$ ;  $\sigma = 0,35$ ;  $m_a = 0,685$ .

autres de  $m\beta$ . Ces droites ne sont valables que pour  $i_e$  compris entre  $\pm 14^\circ$ .

Les valeurs de  $\beta$  doivent être comprises entre  $\pm 20^\circ$ .

2° Expression de la résistance unitaire.  $C_{x_e}$

Le terme en  $C_{x_{(e)}}$  est sans importance au point de vue de la stabilité. Il n'intervient que pour le calcul des résistances passives dues à l'empennage. Pour des braquages  $\beta$  assez modérés l'augmentation de la résistance unitaire due au gouvernail est sensiblement égale à  $0,0003 \beta^0$  et l'on aura par suite, pour des proportions courantes :

$$C_{x_{(e)}} = C_{x_o} + C_{x_i} + 0,0003 \beta^0$$

$C_{x_o}$  étant la résistance de profil pour l'empennage avec gouvernail non braqué.

$C_{x_i}$  étant la résistance induite correspondant au  $C_{z_{(e)}}$  calculé précédemment.

Pour des braquages  $\beta$  dépassant  $\pm 20^\circ$  la majoration de résistance devient considérablement plus importante et ne peut plus être calculée par la formule précédente.

3° Expression du moment de la résultante sur l'empennage.

Le moment de la résultante aérodynamique sur l'empennage par rapport au bord d'attaque de l'empennage est intéressant parce qu'il détermine la position de cette résultante. Nous avons vu que, pour un empennage avec gouvernail non braqué, le moment unitaire  $C_{mA'_{(e)}}$ , par rapport au bord d'attaque A' de l'empennage, était donné par la relation :

$$C_{mA'_{(e)}} = 0,25 C_{z_{(e)}}$$

Mais, quand le gouvernail est braqué d'un angle  $\beta$ , cette relation ne s'applique plus. Le centre de poussée sur l'empennage se trouve en arrière du quart avant de la corde d'empennage. Malheureusement les documents expérimentaux manquent presque complètement sur ce sujet.

En assimilant l'empennage avec gouvernail braqué à un profil d'aile ayant une certaine courbure relative, j'ai établi la formule ci-après, qui permet de calculer, approximativement, le moment unitaire  $C_{mA'_{(e)}}$ . On trouve ainsi.

$$C_{mA'_{(e)}} = 0,25 C_{z_{(e)}} + 0,027 (m - \sigma) \beta^0$$

#### l'AVIATION ACTUELLE

$m$  et  $\sigma$  ayant les mêmes significations que précédemment.

On en déduira la distance A'E entre le bord d'attaque A' et le centre de poussée E sur un empennage rectangulaire de corde  $l_{(e)}$ , par la relation.

$$A'E = \left[ 0,25 + \frac{0,027 (m - \sigma) \beta^0}{C_{z(e)}} \right] l_{(e)}$$

#### 4° Expression du moment autour de la charnière du gouvernail.

Le moment par rapport à la « charnière » du gouvernail des réactions aérodynamiques qui s'exercent sur ce dernier sera défini par la relation générale

$$M_e = C_{m_e} \rho / 2 V_e^2 S_{em} l_{em}$$

dans laquelle :

$C_{m_e}$  est le coefficient unitaire de moment de charnière.

$V_e$  est la vitesse aérodynamique au droit de l'empennage.

$S_{em}$  et  $l_{em}$  sont la surface et la corde moyenne du gouvernail mobile.

L'expérience montre que le moment unitaire  $C_{m_e}$  est fonction :

1° De l'angle d'incidence  $i_e$  de la partie fixe ;

2° Du braquage  $\beta$  du gouvernail ;

3° Des caractéristiques générales de l'empennage et de l'allongement  $\lambda_e$  en particulier ;

4° Du rapport  $\sigma = \frac{S_{em}}{S_e}$  de la surface mobile à la surface totale.

La condensation des résultats expérimentaux, pour des empennages biconvexes ayant les formes et proportions indiquées précédemment, permet d'exprimer le moment unitaire  $C_{m_e}$  par les formules empiriques suivantes :

$$\begin{cases} C_{m_e} = n i_e + p \beta \\ n = 0,25 A_e \sqrt{\sigma} \\ p = 0,25 A_e - 0,004 (1 - \sigma) \end{cases}$$

$i_e$  et  $\beta$  étant exprimés en degrés.

On voit que les variations de  $C_{m_e}$  sont linéaires en fonction de  $i_e$  et de  $\beta$ , pour des valeurs de ces angles comprises

entre  $\pm 20^\circ$ ,  $n$  et  $p$  étant toujours positifs, on voit que le moment de charnière s'annulera pour  $i_e = \beta = 0$  et aussi pour

$$\beta = -\frac{n}{p} i_e$$

$\beta$  et  $i_e$  sont alors de signes contraires.

Nous verrons, par la suite, que le moment autour de la charnière du gouvernail peut prendre des valeurs importantes. Les réactions sur le levier de commande peuvent ainsi devenir prohibitives et intolérables pour le pilote. De même le moment de charnière peut s'exercer dans un sens ou dans l'autre et les réactions correspondantes se traduisent par une poussée ou une traction dans la main du pilote. Il importe, pour le pilotage, que ces réactions du

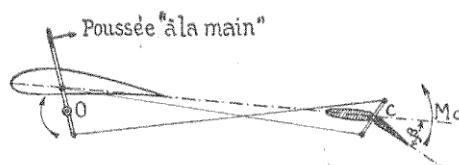


Fig. 61. — Relation entre les « réactions dans la main du pilote » et le « moment autour de la charnière » du gouvernail de profondeur.

levier de commande constituent des indications dans le bon sens. Par exemple, le levier de commande devra « pousser » dans la main du pilote quand celui-ci impose à l'avion un angle de vol, faible (vol piqué) (fig. 61), et vice-versa. On comprend l'intérêt primordial des relations précédentes pour déterminer la grandeur et le sens des réactions sur le levier de commande du gouvernail de profondeur.

On peut réduire ou annuler le moment de charnière en utilisant des gouvernails dits « compensés ». Pour cela on donne au gouvernail une forme en plan analogue à celles figurées *b* ou *c* (fig. 59). Les portions de surface mobile situées en avant de l'axe de rotation du gouvernail donnent un couple, en sens inverse du moment de charnière dû aux surfaces mobiles arrière. Le degré de compensation obtenu par ces formes n'est pas calculable *a priori* et l'on doit

## L'AVIATION ACTUELLE

s'en rapporter à l'expérimentation directe dans chaque cas particulier. En outre certaines précautions sont à prendre dans la construction pour que ces surfaces compensatrices additionnelles n'amorcent pas des vibrations gênantes ou dangereuses.

La solution rationnelle et complète de la compensation du moment de charnière serait obtenue, au point de vue aérodynamique, en utilisant un gouvernail *entièrement mobile* autour d'un axe situé au quart avant de la corde moyenne. Néanmoins, dans ce cas, le poids de la partie arrière l'emportera sur le poids de la partie avant et l'empennage entièrement mobile ne sera pas compensé au point de vue de l'action de la pesanteur. Il faudra donc lui ajouter un système de compensation mécanique du poids par des sandows ou des ressorts assez longs. Un tel dispositif alourdit évidemment l'avion. C'est sans doute pour cette raison et aussi pour des difficultés constructives que l'empennage totalement mobile est rarement employé, quoique rationnel au point de vue aérodynamique. Une compensation totale, d'ailleurs, n'est pas toujours appréciée des pilotes, qui préfèrent ressentir des réactions du levier de commande rationnellement graduées et de sens convenable.

APPLICATIONS NUMÉRIQUES. — Calcul des réactions aérodynamiques sur un empennage avec partie fixe et gouvernail mobile ayant les caractéristiques suivantes : Vitesse aérodynamique 50 m : sec.

Empennage total : forme rectangulaire. Surface  $S_e = 14$  mètres carrés. Envergure 6<sup>m</sup>,66; corde  $l_e = 2,10$ .

Gouvernail mobile : surface  $S_{em} = 5,33$ ; corde  $l_{em} = 0,80$ .

Profil biconvexe symétrique d'épaisseur maximum  $e/l = 0,10$ .

On a évidemment :

$\lambda_e = \frac{6,66^2}{14} = 3,17$	$p = 0,01270$
$A_e = \frac{0,300}{4,90} = 0,0610$	$n = 0,0094$
$\sigma = \frac{5,33}{14} = 0,38$	$m = 0,642 - 0,005 \beta$

## ÉTUDE AÉRODYNAMIQUE DE L'AVION

D'après ce qui précède on aura :

$$C_{z(e)} = 0,0610 \left[ i_e + (0,642 - 0,005 \beta) \beta \right]$$

$$C_{m_e} = 0,0094 i_e + 0,01270 \beta^2.$$

Ce qui permet le calcul complet des caractéristiques, intéressant plus spécialement l'effet d'empennage, au point de vue stabilité statique de l'avion.

Au point de vue des résistances passives dues à un tel empennage, on peut négliger l'influence du  $C_z$  sur la résistance du profil et l'on obtient ainsi

$$C_{x_0} = 0,0062 (1 + 0,111) + 0,00152 = 0,0084.$$

On aura alors :

$$C_x = 0,0084 + C_z^2 \times \frac{1}{\pi \times 3,17} + 0,0003 \beta = 0,0084 + 0,1 C_z^2 + 0,0003 \beta.$$

Enfin, la distance du centre de poussée E sur l'empennage, par rapport au bord d'attaque de ce dernier, serait donnée par :

$$A'E = 0,525 + \frac{0,12}{C_{z(e)}} \beta$$

(en négligeant les variations de  $m$  avec  $\beta$  dans le facteur  $(m - \sigma)$ ).

Supposant par exemple :

$$i_e = -5^\circ \text{ et } \beta = +15^\circ.$$

On trouverait :

$$C_{z_e} = 0,0610 \left[ -5 + (0,642 - 0,075) 15 \right] = 0,213$$

$$C_{m_e} = 0,0094 (-5) + 0,0127 (15) = +0,143$$

$$A'E = 0,525 + \frac{0,12}{0,213} \times 15 = 1,37 \text{ m.}$$

$$C_x = 0,0084 + 0,0045 + 0,0045 = 0,0174$$

Pour  $V_e = 50 \text{ m : sec (180 km : h)}$ , ces coefficients unitaires correspondent aux réactions réelles indiquées ci-dessous.

$$F_{z(e)} = 0,213 \times \frac{2,500}{16} \times 14 = 466 \text{ kgs.}$$

#### L'AVIATION ACTUELLE

$$M_e = 0,143 \times \frac{2.500}{16} \times 5,33 \times 0,80 = 95,3 \text{ m.kg.}$$

$$F_{x(e)} = 0,0174 \times \frac{2.500}{16} \times 14 = 38 \text{ kgs.}$$

On voit, en particulier, que le moment de charnière produirait une réaction (poussée à la main) de 95 kilogrammes pour un levier de commande de 1 mètre. Une telle réaction serait évidemment intolérable pour le pilote. Ceci prouve que les angles  $i_e$  et  $\beta$ , choisis dans l'exemple, ne pourront être employés sur l'avion qui posséderait un tel empennage. On devrait alors changer le calage du plan fixe de manière à diminuer le moment unitaire  $C_{m_e}$ .

Par exemple, si l'on veut conserver la même réaction sustentatrice sur l'empennage, soit  $C_{z(e)} = 0,213$  et diminuer de moitié le moment de charnière, on pourra calculer les angles  $i_e$  et  $\beta$  par les relations :

$$C_{m_e} = 0,0094 (i_e) + 0,0127 (\beta) = 0,07$$

$$C_{z_e} = 0,0610 [i_e + 0,642 \beta - 0,005 \beta^2] = 0,213.$$

On en déduit sans difficultés :

$$i_e \approx 0^\circ$$

et  $\beta = + 5^\circ,4.$

d) *Les organes de stabilité longitudinale à leur emplacement sur l'avion.* — Il nous paraît indispensable de tenir compte, immédiatement, des modifications apportées à la grandeur et à la direction du vent relatif sur les empennages horizontaux, par suite de la présence, en avant, des ailes sustentatrices et du propulseur.

Les interactions entre les empennages horizontaux et les ailes sustentatrices se traduisent par un effet de sillage et une déflexion de la vitesse aérodynamique au droit des empennages.

Les interactions entre les empennages hori-



zontaux et les propulseurs se traduisent par un effet de « souffle » et une déflexion.

*Influence du sillage des ailes sustentatrices.* — Par suite des frottements de l'air sur le profil des ailes sustentatrices, il existe, en arrière de ces profils, une zone de moindre vitesse qui peut rencontrer les empennages horizontaux. La vitesse aérodynamique effective sur ces organes sera alors plus petite que la vitesse propre de l'avion. Mais on ne peut tabler sur la valeur du minimum de la vitesse dans le sillage pour chiffrer la vitesse efficace correspondante sur les empennages. Pratiquement, on ne peut donc calculer l'effet de sillage. Mais il se trouvera implicitement contenu dans les résultats expérimentaux de l'essai de la maquette au Laboratoire aérodynamique.

Pour des ailes moyennement épaisses, de corde médiane appréciable et pour des distances relativement petites entre le bord de sortie des ailes et les empennages, l'effet de sillage peut se traduire par une diminution de 20 à 25 pour 100 des réactions sustentatrices sur les empennages. Les cellules biplanes et triplanes donnent également un effet de sillage qui est caractérisé par une diminution de 10 à 15 pour 100 des réactions, pour un empennage situé au milieu de la zone entre les sillages respectifs de chacune des ailes. Si le sillage de l'une de ces ailes intercepte l'empennage la diminution sera évidemment plus importante.

*Influence de la déflexion en arrière des ailes sustentatrices.* — Une conséquence inéluctable de la sustentation fournie par les ailes est l'inclinaison, vers le bas, du vent relatif en

arrière des ailes. Il en résulte, que l'incidence effective sur les empennages horizontaux dépendra essentiellement de la grandeur de cette déflexion. La théorie et l'expérience montrent que l'angle de déflexion dépend, principalement de la portance unitaire  $C_z$  sur les ailes, de leur allongement  $\lambda = \frac{K^2 L^2}{S}$  et de la position relative des empennages par rapport au bord de sortie des ailes.

Cette position peut être caractérisée par les

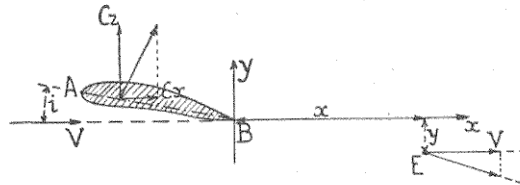


Fig. 62. — Déflexion en arrière d'une cellule sustentatrice.

Au point E, de coordonnées  $x$  et  $y$ , la déflexion due à la voilure dépend de  $C_z$ ,  $\lambda$  et de  $\frac{x}{l}$  et  $\frac{y}{l}$ .

coordonnées relatives  $x/l$  et  $y/l$ , du bord d'attaque des empennages (fig. 62).

Dans ces conditions, on peut représenter l'ensemble des résultats expérimentaux concernant la mesure de l'angle de déflexion par la relation empirique :

$$\varepsilon^0 = \frac{C_z}{\lambda} \left( 43 - 3,35 \frac{x}{l} - 6,43 \left| \frac{y}{l} \right| \right).$$

En toute rigueur, l'angle de déflexion  $\varepsilon$  augmente très vite quand on s'approche du bord de sortie de l'aile sustentatrice. Il en résulte que la formule précédente n'est valable qu'à partir des distances relatives  $x/l$  supé-

rieures à  $1/2$ . Nous avons vérifié, que, pour les distances usuelles  $x/l$ , relatives à l'emplacement des empennages, cette formule est bien applicable et semble préférable à de nombreuses expressions plus complexes et moins commodes pour les calculs pratiques.

Pour une voilure monoplane les coordonnées  $x$  et  $y$  sont évaluées par rapport aux axes  $Bxy$  parallèle et perpendiculaire à la direction du vent relatif et passant par le bord de sortie B.

Pour une cellule biplane, ces mêmes axes doivent être rapportés au bord de sortie de l'aile supérieure.

*Influence du « souffle » des hélices.* — Pour les portions d'ailes sustentatrices et pour les empennages situés dans la zone balayée par le souffle des hélices, la vitesse aérodynamique effective est augmentée de la vitesse supplémentaire, communiquée par le propulseur à la masse d'air qui le traverse. La théorie des hélices, par considération des quantités de mouvement communiquées à cette masse d'air, permet d'évaluer, globalement, cette vitesse due au souffle. Soit  $v$  cette vitesse supplémentaire moyenne. Les efforts aérodynamiques sur les empennages, inclus dans la zone influencée, seront augmentés dans le rapport  $\left(\frac{V+v}{V}\right)^2$ . On trouve que ce rapport dépend essentiellement de la traction  $F$  fournie par le propulseur et l'on a :

$$\left(\frac{V+v}{V}\right)^2 = 1 + \frac{F}{\rho_{1/2} V^2 \times \frac{\pi D^2}{4}} = 1 + 20,4 \frac{F}{V^2 D^2}$$

pour

$$\rho = 0,125$$

$$\approx 151$$

$D$  étant le diamètre du propulseur.

Pour un vol ascendant, de pente  $\theta$ , à un angle d'incidence caractérisé par les coefficients unitaires  $C_x$  et  $C_z$ , on aura :

$$\left(\frac{V+v}{V}\right)^2 = R' = 1 + \frac{4S}{\pi D^2} (C_x + C_z \operatorname{tg} \theta).$$

*Influence de la déflexion due au souffle des hélices.* — On peut établir de même, que la déflexion due au souffle des hélices est caractérisée par l'angle dont la tangente est  $\left(\frac{w}{V+v}\right)$   $w$  étant la composante verticale de la vitesse supplémentaire due au souffle.

Si  $\Delta$  est l'angle d'inclinaison de l'axe de trac-

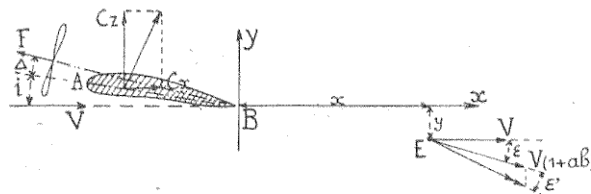


Fig. 63. — Influence du « souffle des hélices ».

Au point E de coordonnées  $x$  et  $y$  la « déflexion » due à la voilure est  $\varepsilon$ . Par suite du souffle de l'hélice qui fait un angle  $+\Delta$  avec la corde de référence la déflexion en E est augmentée de l'angle  $\varepsilon'$  et la vitesse aérodynamique devient  $V(1+ab)$ .  $\varepsilon'$  et les facteurs  $a$  et  $b$  sont fonction de la traction  $F$ .

tion sur la corde de référence (fig. 63),  $(\Delta + i)$  sera l'inclinaison de ce même axe sur le vent relatif ( $i$  étant l'angle d'incidence de la corde de référence sur la trajectoire). Dans ces conditions on a, assez approximativement :

$$\varepsilon' = \frac{w}{(V+v)} = \left( \frac{\sqrt{R'} - 1}{\sqrt{R'}} \right) (\Delta + i)$$

$R'$  étant le rapport  $\left(\frac{V+v}{V}\right)^2$  établi précédemment.

En définitive, l'angle d'incidence effectif des empennages horizontaux, à leur emplacement sur l'avion, sera donné par la relation

$$i_e = i + \alpha_{(e)} - \varepsilon - \varepsilon'$$

$\alpha_{(e)}$  étant l'angle de « calage » du plan fixe de l'empennage par rapport à la corde de référence des ailes sustentatrices.

La vitesse aérodynamique effective, au droit des empennages, sera caractérisée de même par le rapport

$$\left(\frac{V_e}{V}\right)^2 = \left(\frac{V_s}{V}\right)^2 \times \left(\frac{V+v}{V}\right)^2$$

$V_s$  étant la vitesse efficace due à l'influence du sillage.

Les caractéristiques aérodynamiques des empennages horizontaux devront être calculées par les formules indiquées précédemment en y introduisant les valeurs de  $i_e$  et de  $V_e^2$  qui tiennent compte des interactions dues aux ailes sustentatrices et aux propulseurs.

*Remarque.* — Les interactions dues à la présence des fuselages ou armatures supportant les empennages horizontaux ne peuvent être déterminées qu'expérimentalement. Elles sont faibles en général, en ce qui concerne la réaction sustentatrice de l'empennage horizontal.

2° Les organes de stabilité et de manœuvrabilité latérales. — Ces organes sont constitués, dans tous les avions modernes, par des ailerons

dont le braquage est de sens contraire, pour chaque demi-voilure située de part et d'autre de l'axe longitudinal. Nous avons vu qu'un aileron de courbure augmente la portance par son braquage positif (aileron abaissé par rapport à sa position neutre). Inversement, le relèvement d'un aileron au-dessus de sa position neutre (qui définit le profil normal de l'aile) diminuera la portance, pour une même orientation du vent relatif.

Les variations positives ou négatives de la portance d'une aile avec aileron de courbure braqué vers le bas ou vers le haut sont proportionnelles à l'angle de braquage, à condition que cet angle varie dans des limites telles que  $\pm 20^\circ$ . Cependant, le coefficient de proportionnalité, en cette variation, n'est pas toujours le même en ce qui concerne les braquages positifs et négatifs. Par ailleurs, les « ailerons » de stabilité latérale n'intéressent, le plus souvent, qu'une portion de la demi-envergure des ailes droite et gauche. Quoiqu'il en soit, le braquage conjugué des ailerons d'une aile ou d'une cellule sustentatrice, produira qualitativement des variations de portance de chaque demi-aile qui seront en sens inverse. Il en résultera un couple latéral, qu'on appelle couple de roulis. A la volonté du pilote, qui gouverne le braquage conjugué des ailerons, ce couple de roulis s'opposera éventuellement à un couple de sens contraire provenant des perturbations qui affectent l'équilibre latéral de l'avion. Réciproquement, ce même couple de roulis servira à incliner l'avion latéralement, au cours d'un virage par exemple, ou mieux, à lui imprimer un mouvement de rotation autour de son axe longitudinal.



Pour un avion donné, ayant certaines dimensions d'ailerons, le couple de roulis est proportionnel à l'angle de braquage des ailerons et à la vitesse de vol.

Pour étudier la variation de la sustentation d'une aile en fonction de l'angle de braquage des ailerons, il faudrait tenir compte du fait que la distribution de cette sustentation varie avec les dimensions de l'aileron dans le sens de l'envergure et avec l'angle de braquage.

Nous ne pouvons entrer ici dans le détail d'un tel calcul, mais nous devons mentionner qu'on peut ainsi établir une relation importante entre le moment de roulis  $M_{(R)}$  causé par le braquage conjugué des ailerons et un moment de gyration  $M_z$  qui tend à faire tourner l'avion du côté où l'aileron est braqué positivement. Ce moment de gyration est dû à l'augmentation de traînée de l'aile du côté de l'aileron braqué vers le bas et à la diminution correspondante du côté où l'aileron est braqué vers le haut. C'est principalement la variation de résistante induite qui influe sur la grandeur de ce couple  $M_z$ . La traînée de profil reste sensiblement la même des deux côtés, pour des braquages moyens des ailerons<sup>1</sup>.

Le pilote devra s'opposer à cette gyration par

1. M. Max Munk a montré (Report n° 197 de l'U. S. — N. A. C. A.) que le couple de gyration  $M_z$  est lié au couple de roulis  $M_R$  par la relation générale

$$\frac{M_z}{M_R} = \frac{3}{\pi} C_z \frac{S}{L^2}$$

qui peut encore s'exprimer sous la forme :

$$\frac{\text{Moment de gyration « induit »}}{\text{Moment de roulis}} \sim \frac{\text{Coefficient de sustentation}}{\text{Allongement de l'aile}}$$

un braquage convenable du gouvernail de direction.

Le couple de roulis, pour un braquage donné des ailerons, diminue considérablement aux grands angles d'incidence. En particulier, à l'angle du maximum de portance, c'est-à-dire dans les régimes de perte de vitesse, et pour des braquages même très grands, le couple unitaire devient très faible ; la vitesse aérodynamique étant également très faible, le couple de roulis peut devenir insuffisant pour assurer le redressement latéral de l'avion. L'existence simultanée du couple de gyration  $M_z$  peut alors faire amorcer une mise « en vrille ».

On a donc recherché les moyens propres à augmenter le contrôle latéral aux faibles vitesses. Dans cet ordre d'idée, l'emploi d'ailerons de faible profondeur relative, s'étendant sur toute l'envergure, est une disposition à recommander. On a également préconisé la commande différentielle des ailerons, de telle manière qu'à un braquage positif de l'aileron sur l'aile basse corresponde un braquage négatif, d'amplitude double, pour l'aileron de l'aile haute. Dans ces conditions, pour le redressement latéral en perte de vitesse, on évite de dépasser la portance maximum du côté de l'aile basse et l'on diminue plus notablement cette portance du côté de l'aile haute. La portance totale est d'ailleurs un peu diminuée de ce fait. Quand au couple de gyration induit il demeure inchangé et on doit toujours le combattre par l'action du gouvernail de direction.

Nous avons vu précédemment la solution particulièrement efficace qui a été réalisée par



M. Handley-Page par combinaison d'un « profil à fentes » avec le braquage des ailerons.

Enfin, l'étude expérimentale de la distribution des pressions, sur des ailes de formes en plan différentes pour différents braquages d'ailerons<sup>1</sup>, montre, qu'avec des ailes rectangulaires ou trapézoïdales (la plus grande envergure étant vers le bord de sortie) il peut naître des dépressions dorsales importantes aux extrémités marginales des ailerons. Il en résulte des fatigues importantes sur ces organes et, éventuellement, l'amorce de vibrations dangereuses. Il est donc préférable de prévoir les extrémités latérales des ailes munies d'ailerons, avec un bord de sortie nettement plus court que le bord d'attaque ou encore avec des extrémités latérales arrondies.

Pour les essais statiques et les calculs de construction des ailerons il faut tenir compte des pressions dynamiques appliquées à l'aileron. On observe ainsi que l'effort normal sur un aileron braqué vers le bas est très supérieur à celui que supporte l'aileron braqué du même angle, mais vers le haut<sup>2</sup>. Cet effort est d'ailleurs proportionnel à l'angle de braquage et augmente très légèrement avec l'angle d'incidence de l'aile.

Des essais en vol ont montré que, pour un braquage brusque des ailerons, la vitesse angulaire de la rotation imprimée à l'avion croît d'abord très rapidement, jusqu'à une valeur maximum qu'elle atteint en moins d'une seconde

1. David. L. Bacon « The distribution of lift over wing tips and ailerons », Report n° 161, U. S. — N. A. C. A.

2. Sabatier. « Recherches sur les ailerons et notamment sur les charges d'épreuve auxquelles ils doivent être soumis ». *Technique aéronautique*, 16 novembre et 15 décembre 1926.

puis diminue, pour demeurer constante pendant le reste du mouvement. Le couple de roulis appliqué à l'avion diminue rapidement avec la vitesse angulaire de la rotation latérale. C'est la raison pour laquelle la rotation complète de  $360^\circ$ , qui constitue la manœuvre acrobatique qu'on appelle « faire le tonneau », ne s'effectue pas en manœuvrant les ailerons, mais en piquant légèrement, puis en manœuvrant le gouvernail de direction. Le couple de roulis ainsi obtenu est plus faible que le couple statique de roulis obtenu avec les ailerons, mais il se maintient peu variable pendant la rotation.

*Remarque.* — La disposition des ailes sustentatrices présentant un certain dièdre latéral

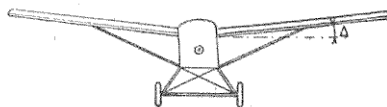


Fig. 64. — Vue de face d'un avion dont la voilure a un « dièdre latéral »  $\Delta$ .

(fig. 64), est favorable à la stabilité statique latérale. En outre si une voilure avec dièdre latéral est orientée obliquement par rapport au vent relatif, un couple de roulis (constant pour un dièdre donné), prend naissance. Ce couple maintient la stabilité latérale dans le virage incliné.

3° Les organes de la stabilité de gyration (stabilité de route). — Ces organes sont constitués par des empennages verticaux composés, le plus généralement, d'une partie fixe et d'une partie mobile. La partie fixe est désignée sous le nom

de plan de dérive et la partie mobile est le gouvernail de direction.

L'empennage vertical étant appelé à produire des réactions aérodynamiques dirigées tantôt dans un sens, tantôt dans l'autre, le profil adopté est toujours un profil biconvexe symétrique plus ou moins aplati. Ce que nous avons dit précédemment à propos des empennages horizontaux, s'applique donc *a fortiori* aux profils des empennages verticaux.

Cependant, les formes « en plan » (fig. 65) (qui

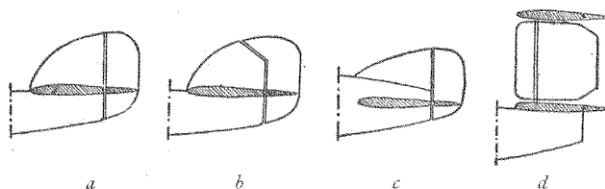


Fig. 65. — Quelques formes de l'empennage vertical des avions  
*a* et *c*. — Plan de dérive quasi-triangulaire, gouvernail non compensé. —  
*b*. Plan de dérive quasi-triangulaire, gouvernail compensé. — *d*. Empennage  
 vertical totalement mobile et compensé.

sont ici les vues en « élévation latérale ») ne peuvent pas, en général, procéder de l'unique préoccupation des qualités aérodynamiques que confère un grand allongement. Pour les empennages verticaux uniques la forme générale triangulaire est la plus usitée. Pour les empennages verticaux multiples, accompagnés d'empennages horizontaux montés en cellule biplane les formes « en plan » sont plus ou moins rectangulaires avec un allongement modéré. Quoi qu'il en soit les propriétés aérodynamiques de ces empennages verticaux évoluent qualitativement comme celles des empennages horizontaux. D'une manière

#### L'AVIATION ACTUELLE

générale le défaut d'allongement d'un empennage vertical, qui se traduit par une faible hauteur relative, amoindrit considérablement l'efficacité de ces empennages. Par ailleurs l'influence de la présence du fuselage et des empennages horizontaux réduit encore l'efficacité aérodynamique des empennages verticaux. La vitesse aérodynamique au droit de ces empennages, et à proximité du fuselage, est réduite du fait des couches fluides perturbées par le frottement en amont, et la réduction de vitesse serait plus marquée encore sur une carène très allongée.

Pratiquement, les dimensions superficielles totales d'un empennage vertical doivent être telles que les réactions aérodynamiques latérales (communément désignées par les « forces de dérive ») aient une prépondérance par les surfaces arrières. La vérification de cette condition peut se faire au laboratoire aérodynamique en mesurant sur un modèle réduit la « polaire latérale » de l'avion et la grandeur du moment de la résultante de dérive par rapport à un axe passant par le centre de gravité. On peut y ajouter l'étude de l'amortissement des oscillations qui détermine un critère de la stabilité de route.

Les essais en vol montrent que le braquage rapide du gouvernail de direction d'un avion lui imprime une vitesse angulaire de gyration qui passe rapidement par un maximum très aigu et diminue de même en raison du couple d'amortissement notable qui naît de cette gyration.

L'influence du souffle de l'hélice est notable en général sur l'efficacité des empennages verticaux. On est conduit, parfois, à orienter le plan fixe de dérive, d'un certain angle, pour combattre le

couple dû aux vitesses de rotation de l'air influencé par le souffle du propulseur. Le couple de gyration produit par un braquage donné du gouvernail de direction est proportionnel à l'angle de braquage et à la vitesse aérodynamique, le coefficient de proportionnalité étant d'autant plus grand que le nombre de tours du moteur est lui-même plus élevé.

*Remarque 1.* — Nous rappellerons que pour combattre le moment de gyration, induit par le couple de roulis dû à la manœuvre des ailerons, on doit utiliser le gouvernail de direction. L'efficacité de cet organe doit donc être vérifiée plus particulièrement aux régimes de vol à très faible vitesse.

*Remarque 2.* — Comme nous l'avons fait remarquer au début de cet ouvrage les organes de stabilité sont aussi des organes de manœuvrabilité. Dans ce qui précède la grandeur des couples produits par la manœuvre des diverses gouvernes et la rapidité du mouvement qui en résulte sont en relation directe avec le degré de manœuvrabilité d'un avion. Mais le plus généralement toute manœuvre complexe de l'avion nécessite l'intervention simultanée des diverses gouvernes dont il est alors difficile d'analyser les effets respectifs. En aviation militaire de combat, un critère de manœuvrabilité des avions peut être exprimé : par le temps nécessaire pour exécuter un demi-tour, c'est-à-dire une inversion complète de la direction de vol. Mais il y a plusieurs méthodes pour effectuer cette manœuvre et les temps enregistrés dépendent alors, notablement, des qualités du pilote pour l'aptitude au vol acrobatique. En particulier, l'inversion de la direction

de vol par « renversement sur l'aile », est plus rapide que par un « virage à la verticale » mais il a l'inconvénient de faire perdre de l'altitude et de situer l'avion, pendant quelques secondes, dans une position pour laquelle les gouvernes manquent d'efficacité. Ce simple exemple montre toute la complexité du problème, dans un cas très spécial.

§ 5. — ÉTUDE DES ORGANES PROPULSEURS.

L'hélice est actuellement le seul propulseur des avions et l'on doit reconnaître qu'il est difficile d'en trouver un autre, qui s'adapte aussi facilement au moteur à explosions quel que soit son régime, qui soit plus simple de construction, plus léger, plus robuste, etc. En outre, le « rendement » de l'hélice propulsive atteint des valeurs élevées (80 à 85 p. 100) et il semble que beaucoup de chercheurs, en cette matière, aient négligé de tenir compte de cet ensemble de qualités qui ont consacré l'hélice.

Au point de vue aérodynamique : l'hélice est une « voilure tournante », dont le profil correspond à celui d'une aile sustentatrice, compte tenu des modalités de construction. Chaque élément des pales d'une hélice peut être assimilé à un élément d'aile sustentatrice. Il est soumis, dans son mouvement relatif par rapport à l'air, à une résultante aérodynamique élémentaire : dont la grandeur et la direction dépendent de l'orientation et de la grandeur de la vitesse aérodynamique relative, et aussi, de la situation de l'élément le long de la « pale ».

L'orientation et la grandeur de la vitesse rela-

tive sur un élément de pale d'hélice s'obtiennent par la composition des vitesses absolues de cet élément (fig. 66).

On a, d'une part, la vitesse absolue de rotation

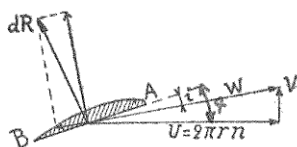


Fig. 66. — Schéma de fonctionnement d'un élément de pale d'hélice.

$W$  vitesse relative de l'élément, résultant de la composition de la vitesse de rotation  $U$  et de la vitesse de translation  $V$ . —  $i$  angle d'incidence géométrique qui comprend l'angle d'incidence effectif et l'angle induit. —  $dR$  résultante élémentaire sur l'élément.

qui, pour un élément situé à la distance  $r$  de l'axe de rotation, a pour valeur :

$$U = 2\pi r n$$

$n$  étant le nombre de tours : secondes.

On a, d'autre part, la vitesse de propulsion  $V$ , qui est aussi la vitesse aérodynamique de vol sur la trajectoire.

La composition de ces deux vitesses donne la résultante et le vent relatif sur l'élément considéré aura pour valeur absolue  $W$ .

$$W = \sqrt{U^2 + V^2}.$$

Si l'élément considéré est incliné d'un angle  $\alpha$  sur le plan de rotation, c'est-à-dire sur la direction de  $U$ , l'angle d'incidence du vent relatif  $[W]$  sur l'élément  $AB$  sera

$$i = \alpha - \text{arc tg } \frac{V}{U}.$$

La résultante aérodynamique élémentaire  $dR$  dépendra donc, en premier lieu : de  $W$  et de  $i$ . En outre, comme cela advient pour tout élément d'une aile sustentatrice,  $dR$  dépendra de la situation de l'élément le long de la pale. En d'autres termes, il y a lieu de considérer que la pale d'hélice étant une aile tournante d'envergure finie, la distribution de réaction aérodynamique, toutes choses égales d'ailleurs, varie le long du rayon comme elle varie le long de l'envergure d'une aile sustentatrice. On peut exprimer cette variation, comme dans le cas des ailes, en considérant en chaque élément de pale un « angle induit » qui vient en diminution de l'incidence théorique  $i$  calculée précédemment. Sans insister sur les développements théoriques qui permettent de calculer cet « angle induit fictif » la conséquence en est : que la résultante élémentaire  $dR$  n'est pas normale au vent relatif théorique  $W$ , ce qui donne, suivant cette direction, une résistance induite élémentaire.

La projection de la résultante élémentaire  $dR$  sur une direction parallèle à l'axe de rotation, et la sommation de ces projections, pour tous les éléments et pour toutes les pales, fournira la *traction* de l'hélice propulsive. De même, la projection de la résultante élémentaire  $dR$  sur une direction perpendiculaire au rayon donnera, par rapport à l'axe de rotation, un moment élémentaire. La sommation de ces moments pour tous les éléments et pour toutes les pales correspondra au « couple résistant » de l'hélice.

Dans une théorie approchée visant l'ensemble des phénomènes on peut, suivant la méthode de R.-E. Froude, considérer que l'hélice propulsive



# ÉTUDE AÉRODYNAMIQUE DE L'AVION

communiqué, *en avant de son plan de rotation*, une vitesse additionnelle :  $(aV)$ , à la masse d'air contenue dans un cylindre limité au cercle balayé par l'hélice (fig. 67).

En arrière, cette même masse d'air sera animée d'une vitesse additionnelle supplémentaire :  $(abV)$ .

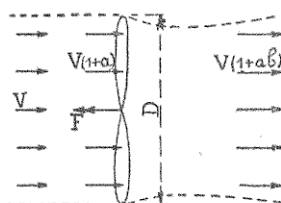


Fig. 67. — Schéma de fonctionnement global d'une hélice propulsive (Théorie de Fronde).

$V$  vitesse aérodynamique;  $V(1+a)$  vitesse en avant du cercle balayé;  $V(1+ab)$  vitesse en arrière de l'hélice;  $F$  traction propulsive.

Alors la vitesse du mouvement relatif étant  $V$ , la vitesse aérodynamique en avant du plan de rotation sera

$$V + aV = V(1 + a)$$

et en arrière de l'hélice elle sera de même :

$$V + abV = V(1 + ab).$$

Par unité de temps la masse de fluide influencée par l'hélice sera :

$$M = \rho SV(1 + a)$$

$S = \frac{\pi D^2}{4}$ , étant la surface du cercle balayé par l'hélice. Animée initialement d'une vitesse  $V$  cette masse d'air possédait, en quelque distance

L'AVIATION ACTUELLE

en amont de l'hélice, une quantité de mouvement.

$$MV = \rho SV^2 (1 + a).$$

Après son passage à travers l'hélice cette quantité de mouvement est devenue :

$$MV (1 + ab) = \rho SV^2 (1 + a) (1 + ab).$$

D'après le théorème des quantités de mouvement on aura

$$F = MV (1 + ab) - MV = \rho SV^2 ab (1 + a).$$

D'autre part le travail total fourni par l'hélice à la masse fluide influencée est

$$FV (1 + a).$$

Ce travail est égal à la demi-variation de force vive de cette masse influencée : soit

$$FV (1 + a) = \frac{1}{2} M [V^2 (1 + ab)^2 - V^2]$$

ou encore

$$FV (1 + a) = \frac{FVab}{2} + FV$$

il en résulte

$$b = 2.$$

Donc, d'après ce raisonnement d'ensemble, la vitesse additionnelle ( $aV$ ) en amont et au voisinage immédiat du plan de rotation de l'hélice serait égale à la moitié de la vitesse :  $abV = 2aV$ , supplémentaire en arrière de l'hélice.

Le travail utile fourni par l'hélice dans la translation de vitesse  $V_0$  sera  $VF$ . Par suite, le rendement théorique maximum serait :

$$\frac{VF}{VF(1+a)} = \left( \frac{1}{1+a} \right).$$

Pratiquement, la distribution des vitesses en amont et en aval du plan de rotation n'est pas uniforme, et, par ailleurs, on ne tient pas compte, dans ce qui précède, des pertes d'énergie dues aux frottements, aux rotations en arrière de l'hélice, aux tourbillonnements, etc. Cependant on peut utiliser, en première approximation, les résultats précédents pour calculer la vitesse dans la zone influencée par le souffle de l'hélice. Cette vitesse sera  $V(1 + 2a)$  et les réactions aérodynamiques sur les éléments de voilure ou d'empennages placés dans cette zone seront proportionnelles à  $V^2(1 + 2a)^2$ . La majoration de ces réactions ou facteur de souffle sera donc caractérisée par le rapport

$$R' = \frac{V^2(1 + 2a)^2}{V^2} = (1 + 2a)^2.$$

On a vu que

$$F = \rho S V^2 2a(1 + a).$$

On en déduit

$$4a + 4a^2 = \frac{2F}{\rho S V^2}$$

d'où

$$R' = (1 + 2a)^2 = 1 + \frac{2F}{\rho S V^2} = 1 + 20,4 \frac{F}{V^2 D^2}$$

en posant

$$S = \frac{\pi D^2}{4}$$

et  $\rho = 0,125$  pour de l'air à  $15^\circ$  et 760 millimètres.

*Caractéristiques expérimentales des hélices propulsives.* — Les mesures de la traction  $F$  et de la puissance absorbée par une hélice propulsive

montrent que les formules de Renard s'appliquent et qu'on a, comme pour les hélices sustentatrices :

$$F = \alpha n^2 D^4$$

$$P_m = \beta n^3 D^5$$

Mais, dans ce cas,  $\alpha$  et  $\beta$ , qui sont les mêmes pour des hélices géométriquement semblables, varient avec le rapport  $\frac{V}{nD}$ , qui caractérise alors le régime de fonctionnement.

La figure 68 représente l'allure caractéristique

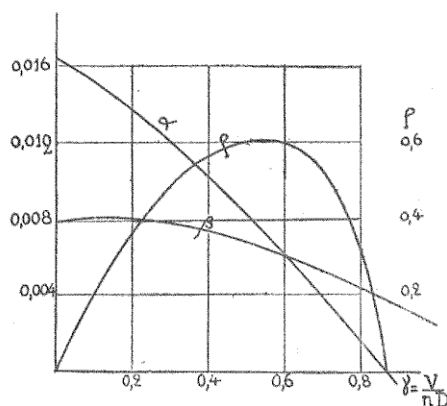


Fig. 68. — Caractéristiques expérimentales d'une hélice propulsive.

$\alpha$  = coefficient de traction :  $\alpha = \frac{F}{n^2 D^4}$  ;  $\beta$  = coefficient de puissance  
 $\beta = \frac{P_m}{n^3 D^5}$  ,  $\rho$  = rendement propulsif.

des variations de  $\alpha$  et  $\beta$  avec  $V/nD$ . On voit que la traction  $F$  et la puissance  $P_m$  pour un nombre de tours donné diminuent quand la vitesse de translation augmente.

Le rendement propulsif sera le quotient de la

puissance utile ( $F \times V$ ) fournie par l'hélice, par la puissance motrice  $P_m$ . On aura par suite :

$$P = \frac{F \times V}{P_m} = \frac{\alpha}{\beta} \times \frac{V}{nD}.$$

Ce rendement propulsif part de 0 pour  $V = 0$ , passe par un maximum pour une certaine valeur de  $\frac{V}{nD}$  et s'annule à nouveau, pour le régime  $\frac{V_1}{n_1 D}$  pour lequel la traction est nulle.

Les courbes de la figure 68 résument donc les propriétés aérodynamiques essentielles des hélices

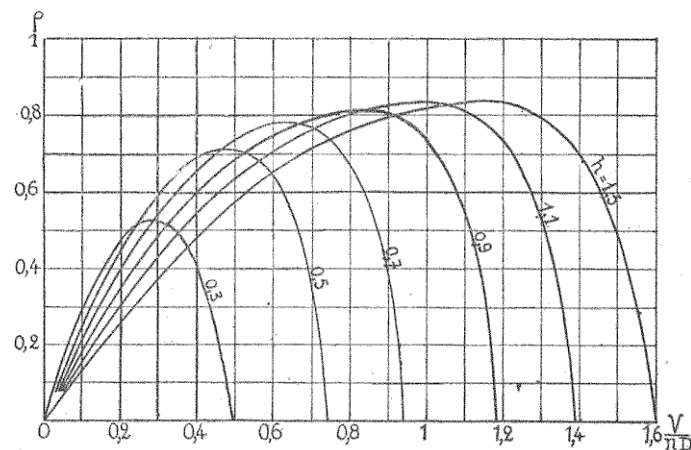


Fig. 69. — Variation du rendement propulsif pour des hélices semblables ne différant que par le pas relatif  $h = \frac{H}{D}$

propulsives. Les laboratoires aérodynamiques ont établi ces courbes pour un grand nombre de familles d'hélices, différant entre elles par le rapport du pas au diamètre, par le nombre de pales, par la forme et les proportions de ces pales, etc.

#### L'AVIATION ACTUELLE

En particulier, pour des hélices ayant à peu près les mêmes formes de pales, mais dont le pas relatif  $\frac{H}{D}$  va en augmentant, les courbes du rendement propulsif ont l'aspect de la figure 69 et le rendement maximum augmente avec  $\frac{H}{D}$  jusqu'à un maximum pour  $\frac{H}{D}$  voisin de 1,2.

La courbe enveloppe de la famille des courbes de rendement peut se représenter assez exactement par la relation

$$P_{(m)} = 0,545 \sqrt{\frac{V}{nD}} \times 100.$$

Cette courbe est très utile pour la recherche de l'hélice la mieux adaptée à un avion donné.

*Groupe motopropulseur d'un avion.* — La puissance fournie par le moteur est le produit du couple-moteur  $C$  par la vitesse angulaire de rotation  $\Omega = 2\pi n$ . On aura donc

$$P_m = C\Omega \quad \text{d'où} \quad C = \frac{P_m}{2\pi n}.$$

Or, le couple d'un moteur à explosion, utilisé dans les limites normales de fonctionnement, peut être considéré comme constant et indépendant, par suite, du nombre de tours  $n$ . Le fonctionnement d'un groupe motopropulseur d'avion doit donc être étudié en considérant les caractéristiques de traction  $F$  et de puissance utile  $FV$  susceptibles d'être fournies, à diverses vitesses  $V$ , par une hélice actionnée par un moteur d'un couple donné  $C$ . Posons pour simplifier les écritures :

$$C_1 = 2\pi \times C.$$

La puissance motrice est égale à la puissance absorbée par l'hélice, donc :

$$P_m = \beta n^3 D^5 = C_1 n$$

d'où :

$$C_1 = \beta n^2 D^5.$$

La traction fournie par l'hélice sera :

$$F = \alpha n^2 D^4 = \frac{\alpha}{\beta} \frac{C_1}{D}.$$

Pour différentes valeurs de  $\gamma = \frac{V}{nD}$  on pourra calculer les valeurs de  $F$ . Pratiquement,  $\gamma$  varie entre 0,3 et 0,6. Les vitesses  $V$  correspondant aux valeurs de  $\gamma$  ayant servi à calculer  $F$ , seront données par la relation

$$V = \frac{\gamma}{\sqrt{\beta}} \sqrt{\frac{C_1}{D^3}}.$$

On pourra, de même, calculer la puissance utile  $P_u = FV$  fournie par le groupe moto-propulseur, et l'on tracera la courbe des variations de  $P_u$  avec  $V$ .

Telles sont les caractéristiques de fonctionnement d'un groupe motopropulseur en translation.

*Remarque.* — Les hélices en bois sont les plus généralement employées, mais on peut réaliser maintenant des hélices métalliques dont le fonctionnement et la robustesse donnent toute satisfaction. Le problème de l'hélice à pas réglable et même celui de l'hélice à pas variable a été déjà solutionné.

## ÉTUDE DES ENSEMBLES D'ÉLÉMENTS D'AVIONS

### § 1. — ÉTUDE DE L'ENSEMBLE : AILE + FUSELAGE

(Planeur sans empennages).

a) La juxtaposition d'un fuselage et d'une cellule sustentatrice fait apparaître des « interactions » qui peuvent être considérables dans certains cas. Ces interactions doivent être déterminées par des essais au laboratoire aérodynamique et l'on ne peut les exprimer par une loi générale même approchée.

La présence d'un fuselage, convenablement caréné, *au-dessous* d'une aile sustentatrice ne produit pas de grandes interactions. Dans la réalisation d'avions monoplans dits « parasols », pour lesquels l'aile se trouve à quelque distance en dessus du fuselage, les interactions dépendent de cette distance.

La présence d'un fuselage *au-dessus* d'une aile sustentatrice fait apparaître des interactions parfois considérables. Ainsi, en plaçant successivement sur une aile (fig. 70) des nacelles telles



que (1) et (2) on a observé que la polaire de l'en-

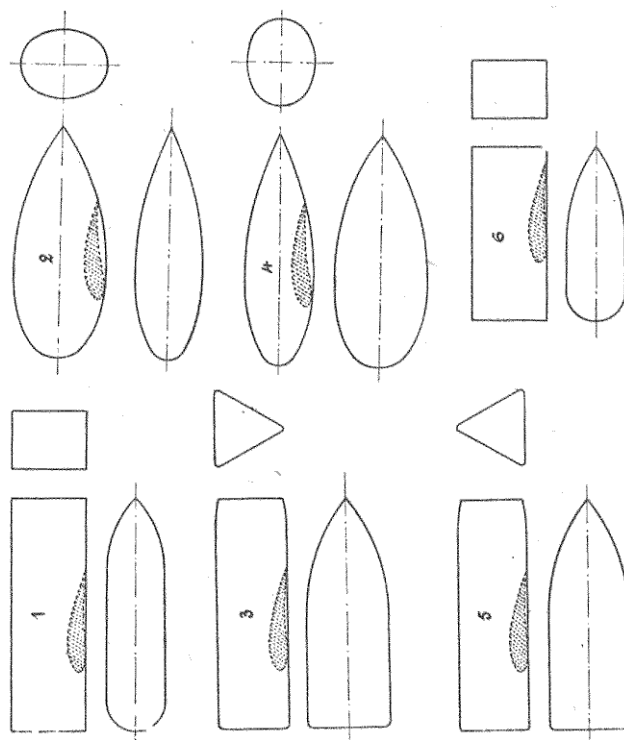


Fig. 70. — Interactions entre une aile sustentatrice et diverses formes données à une nacelle ou à un groupe motopropulseur placé au-dessus de l'aile.

a. — Nacelle n° 1 à maître couple rectangulaire. — b. Nacelle n° 2 à maître couple elliptique, grand axe vertical. — c. Nacelle n° 3 à maître couple triangulaire, pointe en bas. — d. Nacelle n° 4 à maître couple elliptique, grand axe horizontal. — e. Nacelle n° 5 à maître couple triangulaire pointe en haut. — f. Nacelle n° 6 à maître couple rectangulaire.

semble [aile + nacelle n° 1] était bien meilleure que la polaire de l'ensemble [aile + na-

celle n° 2]. Cependant, à l'état isolé, la nacelle

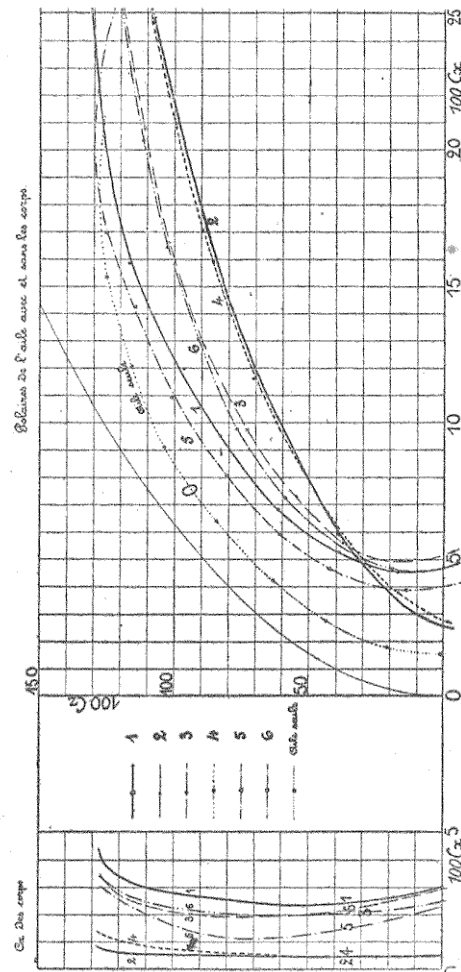


Fig. 71. — Interactions entre une aile sustentatrice et diverses formes de nacelles placées au-dessus de l'aile.

A gauche : résistances unitaires des diverses nacelles, à l'état isolé. Les formes (2) et (4) résistent 5 à 6 fois moins que la forme 1. A droite : portées de l'aile seule et des diverses combinaisons : aile + nacelle. Les formes (1) et (5) donnent des interactions minimales. Les formes (2) et (4) donnent de grandes interactions.

n° 2 a une résistance unitaire propre qui est 5 à

6 fois plus petite que celle de la nacelle n° 1. Cette différence se retrouve d'ailleurs, dans le sens voulu, entre les polaires des ensembles, mais seulement aux très faibles portances. Aux portances moyennes les interactions nuisibles dues à la carène (n° 2) l'emportent sur la différence des résistances unitaires. D'après ces essais, complétés par d'autres (fig. 70 et 71), il semble que les nacelles d'extrados et par extension les fuselages, doivent avoir, au droit de l'aile, des parois latérales presque planes et perpendiculaires à l'envergure.

b) *Interactions dues à des montants ou à des armatures.* — Pour une aile monoplane et pour des montants carénés normaux à l'envergure, les interactions sont faibles.

Lorsque le mât est sur l'intrados de l'aile les interactions correspondent à une légère diminution de la traînée totale. C'est l'inverse qui se produit pour des mâts normaux implantés sur l'extrados. Les mâts obliques doivent augmenter ces interactions.

Les interactions des mâts dans une cellule bi-

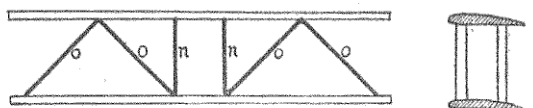
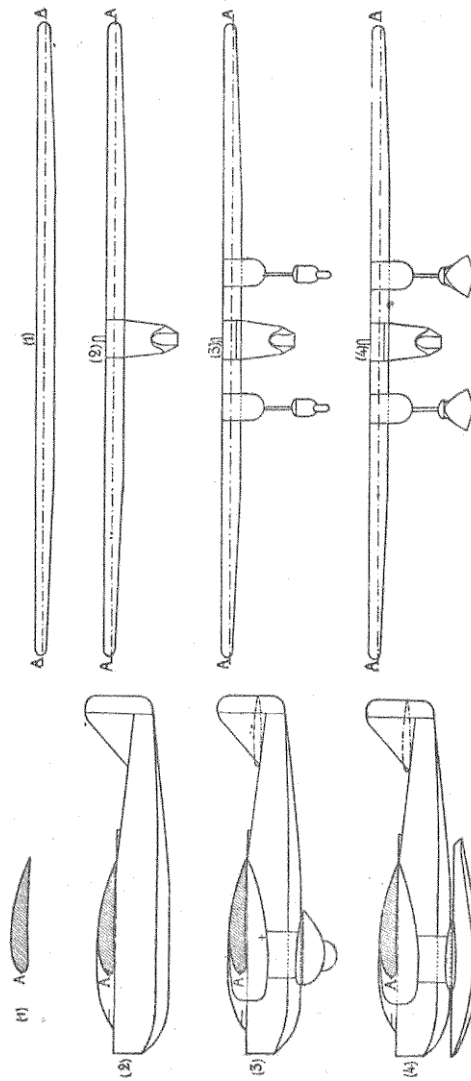


Fig. 72. — Mâts droits ( $n$  et  $n$ ) et mâts obliques ( $o, o$ ) dans une cellule biplane.

plane sont plus appréciables (fig. 72). Elles se traduisent par une augmentation de la traînée qui correspond à une majoration fictive de la longueur des montants réels. Ainsi, on a trouvé que



Voir légende page 177.

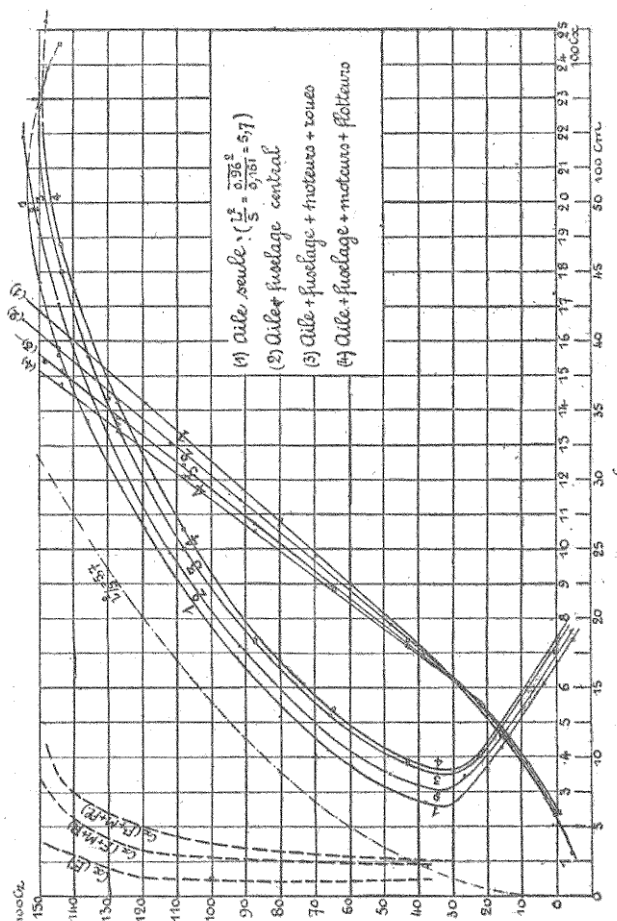


Fig. 73 et 74. — Influence des résistances passives sur la polaire et sur les moments unitaires d'un avion sans empennage horizontal.

Vues en élévation et vues latérales des différentes combinaisons expérimentées. — Polaires et moments correspondants à ces combinaisons : (1) Aile seule, (2) Aile + fuselage central, (3) Aile + fuselage + moteurs + roues, (4) Aile + fuselage + moteur + flotteurs.

la majoration  $\Delta h$ , par rapport à la hauteur réelle  $h$  (égale à l'entreplan), pouvait être représentée par le rapport :

$$\frac{\Delta h}{h} = 0,475 C_x$$

Ce qui exprime que l'interaction augmente avec la portance ~~militaire~~ <sup>unitaire</sup>  $C_z$ . Par exemple, pour une portance assez élevée, soit  $C_z = 1$ , la majoration fictive serait  $\Delta h = 0,475 h$ , ce qui signifie que l'interaction globale du système (cellule + mâts) correspond à la traînée unitaire d'une longueur de mâts égale à  $0,475 h$ .

Pour des montants inclinés, placés dans une cellule biplane, l'augmentation de traînée par interactions est plus notable. Elle peut atteindre le double de la valeur indiquée précédemment pour des montants normaux.

En résumé, l'expérience seule peut tenir un compte exact de ces phénomènes très complexes, variables avec chaque disposition et chaque forme des éléments du planeur. On déterminera donc en soufflerie aérodynamique les courbes unitaires et la polaire du planeur démuné de ses empennages horizontaux (fig. 73 et 74).

## § 2. — ÉTUDE DE L'ENSEMBLE : AILE + FUSELAGE + EMPENNAGES (Planeur complet).

Nous avons exprimé, au moment de l'étude aérodynamique des empennages horizontaux, que les interactions des ailes sustentatrices sur ces organes se traduisent par un « effet de sillage » et par une « déflexion » du vent relatif.

Pratiquement, ces interactions seront incluses dans l'expérimentation d'un modèle réduit du planeur complet avec ses empennages. La comparaison des caractéristiques aérodynamiques du planeur empenné et du planeur sans empennages fait apparaître, entre autre, le moment longitudinal dû aux réactions aérodynamiques sur l'empennage.

# ÉTUDE DES ENSEMBLES D'ÉLÉMENTS D'AVIONS

Le graphique (fig. 75) représente ces divers résultats, qui sont les documents habituels remis par le Laboratoire aérodynamique. Ils servent de

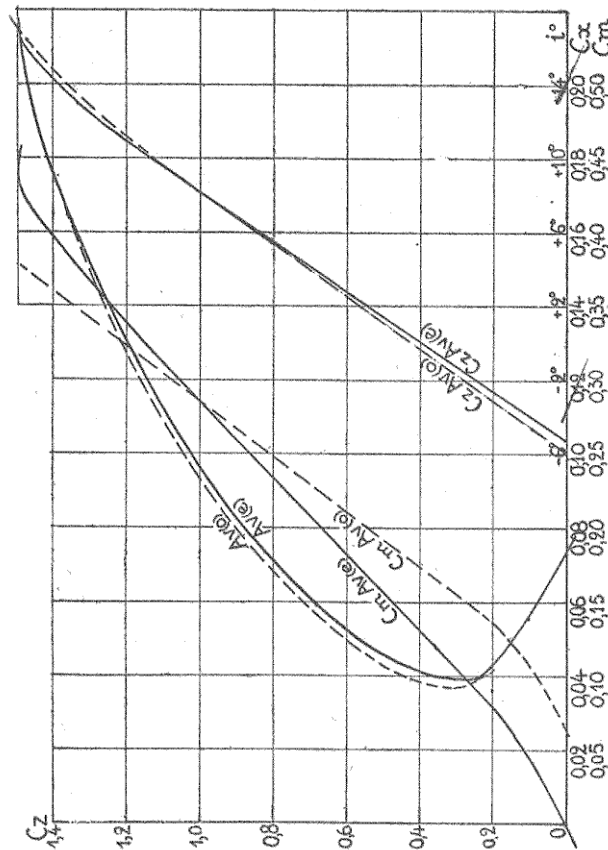


Fig. 75. — Polaires, moments  $C_m$ , et courbes unitaires  $C_x$  d'un avion avec et sans empennage.  
 $A_{x(0)}$ ,  $C_{m A_{x(0)}}$ ,  $C_{x A_{x(0)}}$  : courbes pour l'avion sans empennages  
 $A_{x(0)}$ ,  $C_{m A_{x(0)}}$ ,  $C_{x A_{x(0)}}$  : courbes pour l'avion avec empennages.

base à l'étude du *planeur complet* après modification, s'il y a lieu, pour tenir compte des résistances passives, qui ne figuraient pas sur le

modèle réduit, expérimenté à la soufflerie. On tiendra compte également de l'effet de similitude en ce qui concerne la résistance aérodynamique des divers éléments : ailes, fuselage, empennages, armatures, etc.

Nous avons indiqué dans les chapitres précédents les données essentielles pour pouvoir effectuer ces diverses corrections *indispensables*. Malgré l'incertitude qu'on peut avoir pour certaines de ces corrections, l'erreur commise, en définitive, ne doit pas être considérable. Elle serait évidemment beaucoup plus grave si on utilisait directement les résultats relatifs au modèle réduit et incomplet.

### § 3. — ETUDE DE L'AVION COMPLET (Planeur avec hélice).

Les caractéristiques aérodynamiques du planeur complet, établies et corrigées comme il vient d'être dit, doivent être modifiées à nouveau : pour tenir compte des interactions dues aux hélices propulsives.

Nous avons vu que le facteur de souffle d'une hélice propulsive avait la valeur théorique

$$R' = 1 + 20,4 \frac{F}{V^2 D^2}$$

pour  $\rho = 0,125$ .

En première approximation, les résistances unitaires des portions d'ailes sustentatrices et d'empennages, des fuselages et autres organes placés dans la zone influencée par le souffle d'hélice, doivent être multipliées par ce facteur  $R'$ . Cependant pour les fuselages, les expérimentations ont donné



en général une interaction un peu plus faible que celle ainsi calculée. Par ailleurs, la traction fournie par l'hélice et le couple unitaire absorbé sont également influencés par la présence du fuselage en avant ou en arrière de l'hélice. L'influence se traduit par une légère augmentation du rendement. Si  $f$  et  $f_0$  sont les résistances à l'avancement du fuselage avec et sans interaction d'hélice et si  $F$  et  $F_0$  sont les tractions avec et sans interaction de fuselage le rapport :

$$\frac{F - (f - f_0)}{F_0}$$

qui caractériserait l'interaction globale du système fuselage-hélice est fréquemment très voisin de l'unité : 0,96 à 0,97 aux faibles vitesses qui correspondent aux régimes de vol en montée et 1,03 aux grandes vitesses. Donc, dans certains cas, on pourrait admettre qu'il y a compensation d'interaction hélice-fuselage, ce qui permettrait de conserver les courbes caractéristiques de l'hélice expérimentée à l'état isolé. Mais ce n'est là qu'une approximation.

Pour ce qui concerne la portance et la résistance unitaire des ailes sustentatrices et des empennages les corrections dues au souffle des propulseurs doivent être appliquées.

*Remarque.* — En vol ascendant de pente  $\theta$  la traction  $F$  de l'hélice équilibre la résistance à l'avancement de l'avion  $C_x S \rho/2 V^2$  et la composante du poids total suivant la trajectoire. On aura donc :

$$F = \rho/2 SV^2 (C_{x_s} \operatorname{tg} \theta + C_{x_s})$$

$C_{z(s)}$  et  $C_{x(s)}$  étant la portance et la résistance

#### L'AVIATION ACTUELLE

unitaires de l'avion, compte tenu de l'influence du souffle. Le facteur de souffle peut alors s'écrire :

$$R = 1 + \frac{4S}{\pi D^2} (C_{x(s)} \operatorname{tg} \theta + C_{xs}).$$

M. Delanghe a donné un procédé graphique pour le calcul des corrections de souffle d'hélice<sup>1</sup>.

La méthode expérimentale serait évidemment désirable en cette matière, mais les difficultés sont considérables, car il faut arriver à faire tourner à de très grandes vitesses de rotation une très petite hélice.

**Calcul des performances de l'avion.** — Considérons d'abord le cas du *vol horizontal près du sol*.

La vitesse sera donnée par l'équation de sustentation

$$P = C_x S \rho_0 / 2 V_0^2$$

d'où

$$V_0 = \sqrt{\frac{P}{S} \frac{2}{\rho_0 C_x}}$$

P, étant le poids total de l'avion.

La traction nécessaire au vol horizontal est donnée par l'équation de résistance à l'avancement :

$$F_{x(o)} = C_x S \rho_0 / 2 V_0^2 = \frac{C_x}{C_z} \times P.$$

On en déduit la puissance utile nécessaire soit :

$$P_u = F_{x(o)} V_0 = C_x S \rho_0 / 2 \sqrt{\left( \frac{P}{S} \frac{2}{\rho_0 C_x} \right)^3}$$

1. M. G. Delanghe. *Méthode générale et abaque pour déterminer les éléments du vol d'un avion*. (Technique aéronautique, février, mars et avril 1924.)

# ÉTUDE DES ENSEMBLES D'ÉLÉMENTS D'AVIONS

Dans ces relations,  $C_x$  et  $C_{x_0}$  sont les coefficients unitaires qui définissent la polaire de l'avion complet avec souffle d'hélice.

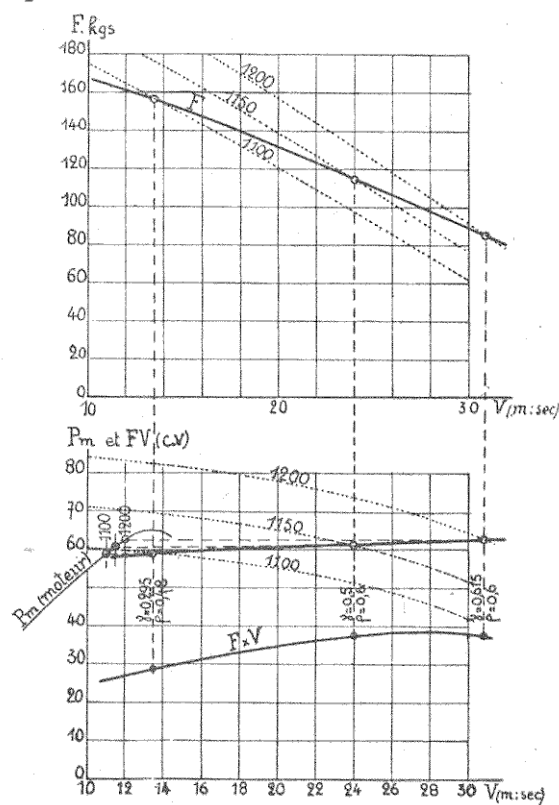


Fig. 76. — Caractéristiques de fonctionnement du groupe motopropulseur.

Pour le moteur on a la courbe de puissance  $P_m$  en fonction de  $N$ . Pour le propulseur on déduit des caractéristiques fig. 68 les variations de  $F$  et de  $FV$  avec  $V$  pour des valeurs  $N = 1.200, 1.150$  et  $1.100$  tours. Par combinaison des courbes  $P_m$  et  $FV$  on déduit les valeurs de  $V$  pour  $N = 1.200, 1.150$  et  $1.100$  tours. Sur les courbes  $F$  on trouve les points correspondants et on en déduit la puissance utile  $FV$  fournie par le groupe motopropulseur.

On peut tracer, en fonction de  $V_0$ , les variations de  $F_{x(0)}$  et de  $Pu$  et sur chacun des graphiques obtenus on reportera les courbes correspondantes :

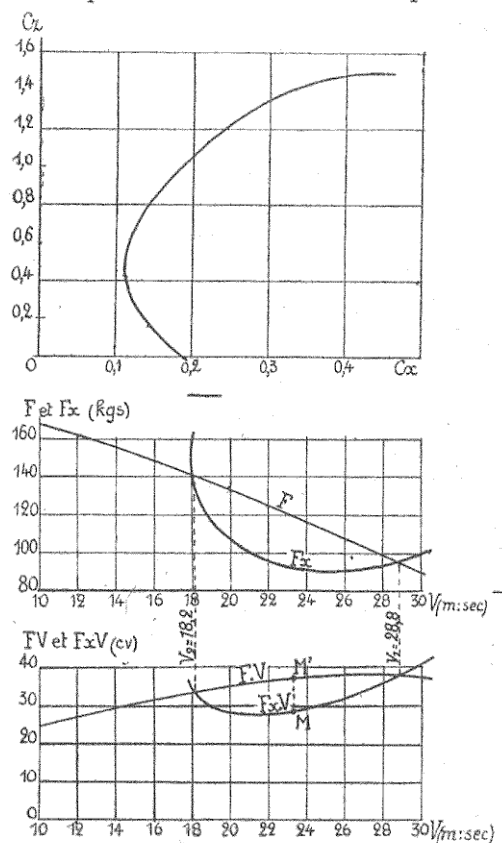


Fig. 77. — Caractéristiques de fonctionnement de l'avion complet (en vol horizontal au sol).

*a.* Polaire totale de l'avion. — *b.* Comparaison de la traction  $F$  avec la résistance à l'avancement  $F_x$  en fonction de  $V$ , pour un poids donné  $P$ . Comparaison de la puissance utile  $FV$  avec la puissance nécessaire au vol  $F_x V$ , en fonction de  $V$ .

F et FV, relatives au groupe motopropulseur (fig. 76 et 77). Aux points d'intersection correspondent les vitesses  $V_1$  et  $V_2$  qui sont les vitesses des régimes de vol horizontal près du sol. Le régime à grande vitesse  $V_1$  est d'ailleurs le régime de vol normal. On sait que le régime  $V_2$  est le régime lent, pour lequel l'avion serait, en général, très voisin de la perte de vitesse.

*Vols horizontaux à diverses altitudes.* — Les réactions aérodynamiques  $F_x$  et  $F_y$  étant proportionnelles à la densité de l'air, on aura, à une altitude Z, où la densité est  $\rho_z$  :

Equation de sustentation :

$$P = C_z S \frac{\rho(z)}{2} V_{(z)}^2$$

d'où

$$V_{(z)} = \sqrt{\frac{P}{S} \frac{2}{\rho(z) C_z}} = V_0 \sqrt{\frac{1}{\delta}}$$

$\delta$  étant le rapport des densités  $\frac{\rho_z}{\rho_0}$ .

La traction nécessaire au vol horizontal à la vitesse  $V_z$  sera donnée par l'équation de résistance à l'avancement :

$$F_{x(z)} = C_x S \frac{\rho(z)}{2} V_{(z)}^2 = F_{x(0)}$$

Le diagramme des tractions nécessaires sera le même que pour le vol horizontal près du sol mais déplacé vers la droite dans la proportion  $\frac{1}{\sqrt{\delta}}$ .

La traction fournie par le groupe moto-propulseur sera, pour l'altitude Z :

$$F(z) = \frac{\alpha}{\beta} \frac{C_t}{D} \delta$$

# L'AVIATION ACTUELLE

en admettant que le couple moteur  $C_1$  varie proportionnellement à la densité et la vitesse correspondante sera :

$$V_{(z)} = \frac{\gamma}{\sqrt{\beta \delta}} \times \sqrt{\frac{C_1 \delta}{D^3}} = \frac{\gamma}{\sqrt{\beta}} \sqrt{\frac{C_1}{D^3}}$$

Le diagramme  $F_{(z)}$  en fonction de  $V_{(z)}$  dérive de celui relatif au vol à l'altitude zéro par réduction des ordonnées  $F_{(o)}$  dans le rapport  $\delta$ .

En superposant les deux diagrammes ainsi obtenus on obtiendra, par intersection, les deux régimes caractérisant le vol horizontal à l'altitude  $Z$ .

De même, en ce qui concerne la puissance nécessaire à l'altitude  $Z$ , on aura :

$$P_{u(z)} = C_x S \frac{\rho_z}{2} (V_{(z)})^3$$

avec

$$V_{(z)} = V_o \sqrt{\frac{1}{\delta}}$$

La puissance disponible au groupe moto-propulseur sera :

$$(FV)_z = (FV)_o \times \delta$$

de sorte que les équations d'équilibre en vol horizontal deviennent :

$$\left. \begin{aligned} (FV)_z = P_{u(z)} \quad \text{ou} \quad (FV)_o = C_x S \frac{\rho_o}{2} V_{(z)}^3 \\ \text{avec} \quad V_{(z)} = V_o \sqrt{\frac{1}{\delta}} \end{aligned} \right\}$$

sous cette forme on conservera le diagramme (FV) de la puissance disponible au sol et l'on

# ÉTUDE DES ENSEMBLES D'ÉLÉMENTS D'AVIONS

construira le diagramme  $C_x S \rho_0 / 2 V_{(z)}^3$  en fonction de  $V^4$ .

Dans ce cas, la construction graphique est donc un peu plus simple, puisqu'on n'aura qu'une seule famille de courbe évolutive avec l'altitude.

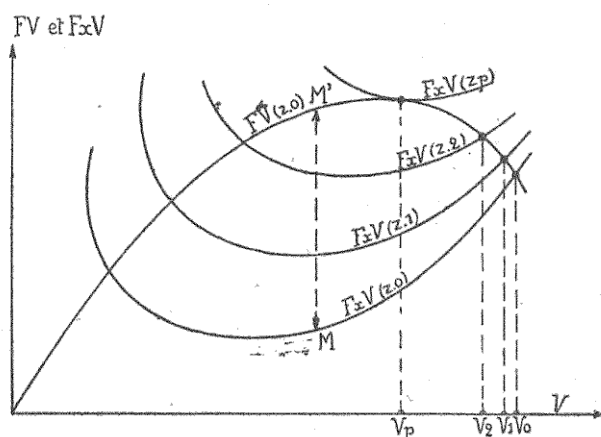


Fig. 78. — Caractéristiques de fonctionnement de l'avion complet : Vols horizontaux à diverses altitudes  $z_0, z_1, z_2$ , etc.

$FV_{(z_0)}$  : courbe de puissance utile du groupe moto-propulseur pour  $z = 0$   
 $F_x V_{(z_1)}, F_x V_{(z_2)}, F_x V_{(z_p)}$  : courbes des puissances nécessaires au vol pour des poids  $P \propto \frac{a_0}{a_z}$ ,  $a_0$  et  $a_z$  étant les densités de l'air pour  $z = 0$  et pour  $z = z$ .

$V_0, V_1, V_2, \dots, V_p$  : vitesses de vol horizontal aux altitudes  $z_0, z_1, \dots, z_p$ .

En construisant les courbes représentatives de  $C_x S \rho_0 / 2 V^3$  en fonction de :

$$V = \sqrt{\frac{P}{S \delta} \frac{2}{C_x}}$$

1. Lieutenant-colonel Alayrac. *Mécanique de l'aviation*, Gauthier-Villars, 1925.

#### L'AVIATION ACTUELLE

pour des altitudes  $Z_0, Z_1, Z_2, \dots, Z_p$  on aura les vitesses  $V_0, V_1, V_2, \dots, V_p$  des vols horizontaux à pleine puissance du moteur (fig. 78).

La courbe relative à une altitude  $Z_p$  sera tangente à la courbe des puissances disponibles et cette altitude  $Z_p$  sera le plafond théorique calculé.

*Étude de la montée.* La montée optimum d'un avion nécessite le vol à un certain angle d'incidence, pour lequel : la puissance dépensée sur la trajectoire de vol est minimum.

Le diagramme précédent pour  $z=0$  nous donne la vitesse  $V_m$  correspondant à ce minimum de puissance nécessaire.

L'excès de puissance disponible est maximum à ce régime de vol et il est mesuré sur le diagramme par le segment  $MM'$ . Il en résulte que la vitesse ascensionnelle initiale  $w_0$ , sera donnée par la relation

$$Pw_0 = MM' \quad \text{d'où } w_0 = \frac{MM'}{P}.$$

Alors les vitesses ascensionnelles aux diverses altitudes se déduiront de la relation :

$$w(z) = w_0 \frac{Z_p - Z}{Z_p}$$

$Z_p$  étant l'altitude du plafond. Cette relation exprime le fait expérimental connu de la décroissance linéaire des vitesses ascensionnelles avec les altitudes (fig. 79). Les temps de montée aux diverses altitudes peuvent alors être calculés par la relation :

$$t_{\text{(sec)}} = 2,303 \frac{Z_p}{w_0} \log \left( \frac{Z_p}{Z_p - Z} \right).$$



*Remarque.* — Il existe d'autres méthodes plus complètes pour le calcul des performances d'un avion et particulièrement des méthodes d'abaques logarithmiques. Il n'était pas possible d'en exposer ici le mécanisme parfois assez complexe. La méthode précédente a l'avantage de faciliter la

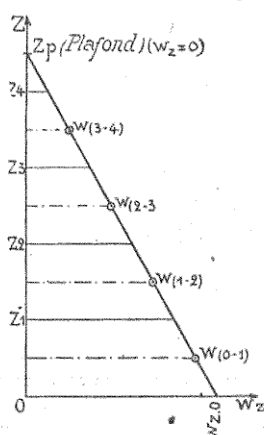


Fig. 79. — Variations des vitesses ascensionnelles  $w(z)$  avec l'altitude  $z$ .

compréhension des divers régimes de vol. On peut étudier de même l'influence des variations de poids, de surface portante, de puissance motrice et dresser le tableau des performances correspondantes.

#### § 4. — ÉTUDE DE L'ÉQUILIBRE ET DE LA STABILITÉ LONGITUDINALE

Le calcul des performances de montée et de vitesse doit être complété par le calcul de la stabilité longitudinale. Pour cela on doit considérer

les variations du « moment central » de l'avion. On appelle ainsi le moment, par rapport à un axe transversal passant par le centre de gravité, de toutes les forces qui agissent sur l'avion. Ces forces comprennent : les réactions aérodynamiques sur le planeur sans empennages et celles relatives aux empennages horizontaux, la trac-

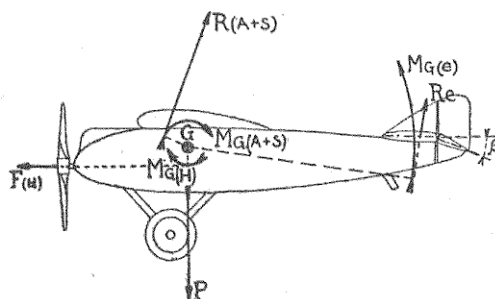


Fig. 80. — Forces et couples agissant sur un avion en vol horizontal.

P, poids total de l'avion (G centre de gravité);  $R_{(a+s)}$  résultante aérodynamique de l'avion complet;  $R_{(e)}$ , résultante aérodynamique sur l'empennage;  $F_{(H)}$ , traction des propulseurs;  $M_{G(a+s)}$ , moment de la résultante aérodynamique  $R_{(a+s)}$  par rapport à G;  $M_{G(H)}$ , moment de la traction des propulseurs  $F_{(H)}$  par rapport à G;  $M_{G(e)}$ , moment de la résultante aérodynamique  $R_e$  par rapport à G.

tion du propulseur et le poids total de l'avion (fig. 80).

La condition pour l'équilibre impose que le moment central total soit nul aux divers régimes de vol. Comme le moment central dû au poids de l'avion est nul, la condition d'équilibre se ramène à la relation

$$M_{G(a+s)} + M_{G(H)} = -M_{G(e)}$$

dans laquelle :

$M_{G(a+s)}$  est le moment central des réactions aérodynamiques pour le planeur sans empennages.

$M_{G(h)}$  est le moment central dû aux propulseurs.

$M_{G(e)}$  est le moment central dû aux réactions aérodynamiques sur l'empennage.

Pour chaque régime de vol cette condition d'équilibre déterminera une valeur de  $M_{G(e)}$  et nous verrons qu'à chacune d'elles correspond un braquage défini du gouvernail de profondeur.

Au lieu de considérer les moments centraux  $M_G$  on peut traduire la condition d'équilibre en fonction des coefficients unitaires  $C_{m_G}$  définis par la relation

$$C_{m_G} = \frac{M_{(G)}}{\rho/2 V_0^2 S l}$$

$S$  étant la surface portante ;

$l$  étant la corde de référence (corde maximum ou moyenne des ailes sustentatrices).

On aura alors :

$$C_{m_{G(e)}} = - C_{m_{G(a+s)}} - C_{m_{G(h)}}.$$

Pour que l'équilibre longitudinal réalisé par l'égalité ci-dessus soit stable il faut qu'à toute variation  $\Delta i$  de l'angle d'incidence corresponde une variation  $\Delta M_{(G)}$  du moment central qui tende à annuler  $\Delta i$ . En convenant que les moments  $M_{(G)}$  auront le signe positif quand ils tendent à faire piquer l'avion (convention des laboratoires aérodynamiques) la condition de stabilité longitudinale statique sera :

$$\frac{\Delta M_{(G)}}{\Delta i} > 0$$

ou, pour des variations infiniment petites  $dM_G$  et  $di$  :

$$\frac{dM_{(G)}}{di} > 0.$$

Cette condition se ramène, au point de vue aérodynamique, à la condition :

$$\frac{dC_{m(G)}}{dC_z} > 0.$$

Le calcul de l'équilibre et de la stabilité impose donc simplement le calcul du moment central unitaire  $C_{m(G)}$ .

Ce calcul peut être fait très aisément en ce qui concerne le planeur sans empennages et en ce qui concerne les empennages horizontaux. En effet les données expérimentales de l'essai du modèle réduit en soufflerie fournissent le moment unitaire  $C_{m(A)}$  par rapport au bord d'attaque pour le planeur complet et pour le planeur non empenné. Connaissant également la grandeur de la résultante unitaire et la position relative du centre de gravité  $G$  par rapport au point  $A$ , on pourra calculer  $C_{m_G}$  pour les deux états du planeur. On en déduira, par différence, le  $C_{m_{G(e)}}$  dû aux empennages horizontaux (fig. 81).

Avec ces valeurs relatives aux essais du planeur sans hélices, compte tenu des corrections de résistance passive et d'effet de similitude, on peut donc établir le centrage et la stabilité statique du planeur.

Pour l'avion complet il suffira de tenir compte du facteur de souffle d'hélice qui augmente le moment unitaire dû à l'empennage.

Les conditions d'équilibre aux divers régimes

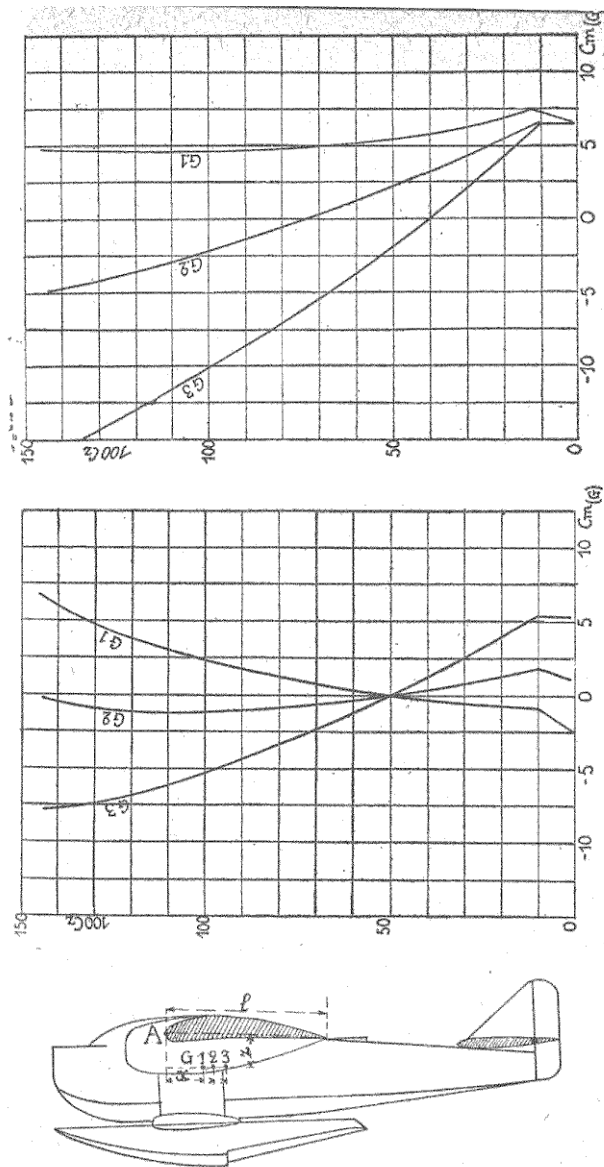


Fig. 81. — Centrage et stabilité longitudinale d'un avion.  
 $\alpha$ . Vue d'ensemble de l'avion avec les positions  $G_1$ ;  $G_2$ ;  $G_3$  du centre de gravité. —  $b$ . Courbes du moment unitaire  $C_m(g)$  de l'avion complet par rapport au centre de gravité pour un même angle de vol caractérisé par  $C_x = 0,5$ .  
 Avec un centre de gravité en  $G_1$  l'avion est stable. Il est instable pour la position  $G_3$  et très instable pour la position  $G_2$ . —  $c$ . Courb du moment unitaire  $C_m(g)$  de l'avion sans empennage horizontal. Par comparaison avec les courbes de la figure 81  $b$  on déduit l'eff d'empennage.

de vol fixent les valeurs de  $C_{mG(e)}$  qui est proportionnel à la portance unitaire  $C_{z(e)}$  de l'empennage. Nous avons donné, par ailleurs, l'expression de  $C_{z(e)}$  en fonction de l'incidence effective ( $i_e$ ) et du braquage  $\beta$  du gouvernail mobile. Pour réaliser une portance unitaire  $C_{z(e)}$  on peut donc agir d'une part, sur l'incidence effective  $i_e$  du plan fixe, et ceci par l'angle de calage  $\alpha_e$ , et d'autre part sur le braquage  $\beta$ . Une condition complémentaire s'impose alors par la considération du moment de charnière  $M_{(e)}$  ou  $C_{m(e)}$ . En particulier l'expression donnée pour  $C_{m(e)}$  permettra de relier les angles  $i_e$  et  $\beta$  de telle sorte que les réactions dues à la manœuvre du gouvernail par le pilote soient modérées et évoluent dans le sens convenable.

Enfin on vérifiera le sens et l'efficacité des effets produits par la variation du braquage  $\beta$ , du gouvernail de profondeur.

Le sens des « réactions à la main » du pilote, produites par les variations de  $\beta$ , indiquera la stabilité de pilotage. L'intensité et le sens des variations d'incidence correspondant à des variations du braquage  $\beta$  seront une expression du degré de maniabilité de l'avion.

Ainsi le dossier technique qui doit résulter de l'étude aérodynamique de l'avion, étude vérifiée et complétée par les essais d'un modèle réduit au Laboratoire aérodynamique, doit permettre non seulement le calcul très approché des performances de montée et de vitesse, mais encore l'appréciation des qualités de stabilité et de manœuvrabilité longitudinales. Les essais du modèle réduit du planeur constituent la vérification des qualités aérodynamiques générales prévues par

#### ETUDE DES ENSEMBLES D'ÉLÉMENTS D'AVION

l'étude et les calculs basés sur les principes généraux que nous avons indiqués pour les éléments et les ensembles d'éléments d'avions.

Les essais en vol de l'avion assureront de même la vérification des prévisions quantitatives et qualitatives établies à l'aide des documentations théoriques et expérimentales.

Il semble bien qu'il soit indispensable pour l'ingénieur de prévoir ces confrontations qui lui permettent de connaître l'efficacité réelle ou apparente des nouvelles conceptions qu'il réalise.

LES ESSAIS DE L'AVION  
AU LABORATOIRE AÉRODYNAMIQUE  
ET EN VOL

§ I. — LES ESSAIS DE L'AVION  
AU LABORATOIRE AÉRODYNAMIQUE

Les essais de l'avion au Laboratoire aérodynamique nécessitent la mise en œuvre de diverses méthodes expérimentales dont nous dirons quelques mots.

Ces méthodes peuvent se diviser en deux catégories principales :

1° Les méthodes dans lesquelles le corps est au repos et le fluide en mouvement ;

2° Les méthodes dans lesquelles le corps est en mouvement par rapport au fluide immobile ou considéré comme tel.

La première catégorie principale comprend : les expériences utilisant le vent naturel et celles utilisant le courant d'air artificiel produit dans une soufflerie ou tunnel aérodynamique.

La seconde catégorie principale se subdivise elle-même en trois catégories secondaires, savoir :

a) Les expériences comportant le mouvement rectiligne du corps en utilisant : soit la chute des



corps en milieu fluide résistant, soit le déplacement du corps par rapport au fluide au moyen de chariots aérodynamiques ou hydrodynamiques sur câble aérien, sur route ou sur voie ferrée ;

b) Les expériences comportant le mouvement circulaire du corps au moyen d'un bras-support, tournant autour d'un axe vertical (manèges aérodynamiques ou hydrodynamiques) et, par extension, les expériences utilisant le mouvement pendulaire du corps en milieu fluide résistant ;

c) Les expériences utilisant le mouvement quelconque du corps comme on le fait dans les avions ou dans les aéronefs laboratoires.

Les expériences utilisant le vent naturel ont été réalisées par certains précurseurs de l'aérodynamique expérimentale comme Lilienthal, Wellner et Stanton. Des mesures précises sont très difficiles à obtenir à cause des irrégularités du vent en grandeur et en direction. Toutefois ces mesures ont conservé de l'intérêt scientifique parce qu'elles se rapportent au fluide réel en espace pratiquement illimité. En outre, elles ont repris aujourd'hui une certaine actualité en raison du développement actuel du vol à voile. M. Idrac a fait récemment de telles expériences pour déterminer les conditions de vitesse horizontale et de vitesse verticale des courants aériens dans lesquels les grands oiseaux voiliers de l'Afrique Occidentale pratiquent le vol à voile. Ces expériences seraient à continuer en utilisant tous les procédés de mesure, qui ont été perfectionnés dans les laboratoires aérodynamiques, tant pour la mesure de la grandeur et de

la direction du vent, que pour celle des efforts résultant de son action sur les ailes sustentatrices.

Les souffleries aérodynamiques constituent à l'heure actuelle l'outillage principal et parfois unique des laboratoires aérodynamiques modernes. Les conditions de production et d'utilisation scientifique des courants d'air artificiels ont été notablement précisées dans ces dernières années. On peut classer les différents types de souffleries comme il est indiqué ci-après :

1° Au point de vue du *mode d'action* sur le fluide, on distingue les souffleries par *refoulement*, par *aspiration* et en *circuit continu* ;

2° Au point de vue de la *limitation* de la veine fluide en mouvement, on distingue : les souffleries en *veine limitée* et en *veine libre* ;

3° Au point de vue des *conditions physiques et thermodynamiques* d'évolution du fluide, on distingue : les souffleries à *densité constante* et les souffleries à *densité variable*.

Dans les souffleries par refoulement, l'air est refoulé par un ventilateur ou par tout autre dispositif, dans une buse de forme convenable, où il se régularise, pour sortir à l'extrémité de la buse sous forme d'un jet plus ou moins puissant (fig. 82). Ces souffleries nécessitent une puissance motrice importante pour l'obtention d'un débit donné. En outre, l'air refoulé est, en général, animé de mouvements tourbillonnaires importants et l'on dit alors que le « degré de turbulence » du courant d'air est très grand.

Dans les souffleries par aspiration, au contraire, l'air, initialement au repos dans le local

qui contient la soufflerie, est mis progressivement en mouvement de translation par l'aspiration d'un ventilateur placé à l'extrémité

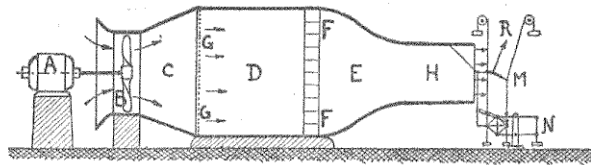


Fig. 82. — Schéma d'une soufflerie aérodynamique « par refoulement » et à « veine libre ».

A, moteur électrique actionnant l'hélice-ventilateur B qui refoule l'air dans un cône divergent C puis dans une chambre d'expansion D munie d'un grillage G et d'un filtre cellulaire; F, E collecteur convergent; H, buse de sortie; M, modèle en expérience; N, balance aérodynamique servant à mesurer la résultante R.

d'une buse de forme spéciale. Dans les laboratoires modernes la buse comporte (fig. 83) :

1° Un collecteur d'aspiration ayant la forme



Fig. 83. — Schéma d'une soufflerie aérodynamique « par aspiration » et à « veine limitée ».

A, moteur électrique actionnant l'hélice-ventilateur B précédée d'un grillage protecteur G; C, collecteur d'entrée d'air muni du filtre cellulaire F; DD, zone expérimentale « en veine limitée » incluse dans une chambre étanche I munie d'un sas d'équilibre de pression S et contenant l'outillage expérimental J; E, diffuseur divergent.

d'un cône à génératrice curviligne, dans lequel l'air prend sa vitesse progressivement;

2° Une portion cylindrique qui constitue la section d'utilisation et dans laquelle l'air atteint

une vitesse maximum, aussi constante que possible dans l'espace et dans le temps ;

3° Un diffuseur divergent ayant la forme d'un cône dont l'angle au sommet est préférablement de 7° et à l'extrémité duquel se trouve placé le ventilateur aspirant.

Dans l'ensemble, la buse a la forme d'un ajutage de Venturi convergent-divergent. Le rôle principal du diffuseur est de diminuer progressivement la vitesse du courant d'air avec le

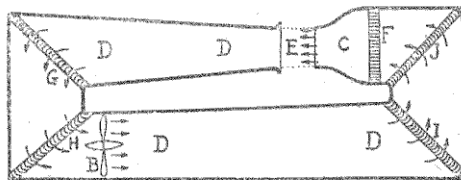


Fig. 84. — Schéma d'une soufflerie aérodynamique à « circuit continu » et à « veine libre ».

B, hélice-ventilateur ; C, collecteur convergent précédé du filtre cellulaire F ; E, zone expérimentale en veine libre ; D,...D, retour d'air en diffuseur divergent ; G, H, I, J, aubages directeurs des changements de direction de la veine fluide.

minimum de pertes de charge. Il en résulte : que le ventilateur n'a à fournir que le travail correspondant aux pertes de charge dans la buse, augmenté de la puissance vive de l'air à la sortie du ventilateur. Ceci permet l'obtention de vitesses très élevées dans la section d'utilisation avec une puissance motrice relativement réduite.

Cette forme de buse a été préconisée par M. Eiffel et l'étude complète des conditions d'établissement d'une telle soufflerie a fait l'objet de nombreuses recherches théoriques et

expérimentales tant sur des modèles réduits que sur des installations en vraie grandeur.

Enfin les souffleries à circuit continu comportent (fig. 84), dans les installations modernes, une buse du type Eiffel complétée par un circuit de retour d'air, simple ou double, en sorte que le courant d'air créé par le ventilateur intéresse une même quantité de fluide circulant d'une manière continue dans un conduit fermé de forme appropriée. On peut ainsi récupérer une partie appréciable de la puissance vive du courant d'air à la sortie du ventilateur.

Ces trois types de souffleries peuvent comporter, à volonté, une section d'utilisation à *veine limitée* ou à *veine libre*. Dans les souffleries à veine limitée les parois de la buse subsistent au droit de la chambre d'expérience. Dans les souffleries à veine libre les parois de la buse sont interrompues au droit de la section d'utilisation.

Au point de vue aérodynamique l'un et l'autre système comportent des corrections dues à ce que la veine fluide a une grandeur finie par rapport aux modèles expérimentés. On démontre théoriquement et l'expérience vérifie, que ces corrections, toutes choses égales d'ailleurs, sont égales et de signe contraire pour la veine libre et pour la veine limitée, dans le cas des ailes sustentatrices.

La veine limitée donne une perte de charge moindre que la veine libre, et les conditions expérimentales restent bien comparables à elles-mêmes, quels que soient les impedimentas apportés autour de la section d'utilisation par les instruments de mesure. La veine libre permet

une accessibilité et une visibilité du modèle expérimenté beaucoup plus grandes que la veine limitée. Cependant les impedimentas extérieurs à la veine proprement dite doivent demeurer inchangés, car ils peuvent avoir une certaine interaction avec les phénomènes mesurés.

Dans le cas des souffleries par refoulement ou en circuit continu la pression statique du courant d'air au droit de la section expérimentale peut être égale à la pression atmosphérique normale du bâtiment qui contient la soufflerie. Au contraire, dans les souffleries par aspiration la pression statique du courant d'air est inférieure à la pression ambiante. Dans ces conditions, la disposition en veine libre nécessite la construction d'une chambre étanche autour de la section d'utilisation. Cette chambre est également recommandable si l'on opère en veine limitée, car on évite ainsi les rentrées d'air appréciables par toute solution de continuité existant dans les parois de la buse. Il semble qu'une soufflerie moderne doit pouvoir être utilisée à volonté en veine libre et en veine limitée. Ce double emploi peut toujours être réalisé si l'on construit une chambre étanche autour de la section d'utilisation.

Toutes les souffleries précédemment décrites sont dites à densité constante, c'est-à-dire peu différente des conditions atmosphériques normales. Avec ces souffleries le nombre de Reynolds qu'on peut obtenir dépend uniquement des dimensions et de la vitesse de la veine fluide. On est limité dans cet ordre d'idée par des considérations de dimensions et de force motrice.

Cependant les considérations théoriques sur

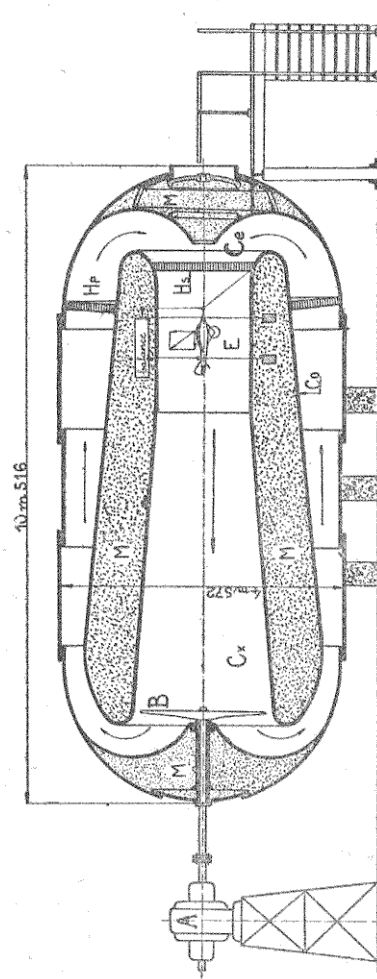


Fig. 85. — La soufflerie à densité variable

La soufflerie est contenue dans un réservoir cylindrique à fonds hémisphériques capable de supporter une pression intérieure d'usage normal, égale à 21 atmosphères. A, moteur électrique actionnant l'hélice-ventilateur B; C, collecteur d'entrée muni d'un filtre cellulaire H<sub>s</sub>; E, chambre d'expériences; C<sub>x</sub>, diffuseur; C<sub>d</sub>, retour d'air annulaire muni de filtres H<sub>f</sub>; M, espaces hors circuit d'air.

les lois de similitude dynamique conduisent à

rechercher la réalisation de nombres de Reynolds, aussi voisins que possible de ceux de la pratique. Dans ce but, certains auteurs ont proposé d'agir sur la troisième variable qui caractérise le nombre de Reynolds, c'est-à-dire sur le coefficient cinématique de viscosité du fluide. Ainsi, pour de l'air comprimé à 20 atmosphères la viscosité cinématique à une même température 10°, sera  $\nu_{(20)} = 0,00659 \text{ cm}^2 : \text{sec.}$  au lieu de  $\nu_{(1)} = 0,1318 \text{ cm}^2 : \text{sec.}$  à la pression normale. Par suite, une soufflerie aérodynamique, mettant en mouvement cet air comprimé, permettra d'atteindre des nombres de Reynolds :

$\left(\frac{VL}{\nu}\right)$ , 20 fois plus grands que ceux d'une soufflerie à pression normale.

On a construit en Amérique une telle soufflerie. Elle est constituée essentiellement par un ajutage convergent-divergent logé à l'intérieur d'un grand réservoir en tôle d'acier (fig. 85). Ce réservoir est muni de fonds hémisphériques, son diamètre est de 4<sup>m</sup>,57 et sa longueur est de 10<sup>m</sup>,52. Il peut supporter, en toute sécurité, les pressions usuelles de fonctionnement qui vont jusqu'à 21 atmosphères. L'ajutage intérieur constituant la soufflerie est complété par une enveloppe extérieure de sorte que le retour d'air se fait entre cette enveloppe et les parois du réservoir. La chambre d'expérience a un diamètre de 1<sup>m</sup>,52, la vitesse maximum est d'environ 30 m. : sec. ce qui permet d'atteindre,

à 21 atmosphères, des nombres de Reynolds  $\frac{VL}{\nu}$

de l'ordre de 3.500.000 ( $L$  étant la corde de l'aile sustentatrice). Ce nombre correspond à un avion 10 fois plus grand que le modèle expérimenté



et volant à une vitesse de 60 m. : sec. C'est dire que les nombres de Reynolds, correspondant aux essais de modèles réduits dans la soufflerie à densité variable que nous venons de décrire, correspondent aussi aux avions en vraie grandeur.

Les souffleries aérodynamiques conviennent donc pour l'essai des « maquettes » ou « modèles réduits » des avions et des aéronefs. Ces modèles doivent être exécutés avec beaucoup de soin au point de vue de la similitude géométrique des formes, notamment en ce qui concerne le profil des ailes sustentatrices, les formes des fuselages, etc. En général, on ne fait pas figurer dans ces modèles réduits les éléments tels que les fils de haubannage et certaines armatures telles que les montants d'une cellule biplane. Ces éléments sont, le plus souvent, trop petits pour permettre une exécution correcte du modèle réduit et, par ailleurs, la résistance unitaire qui les caractérise varie beaucoup avec le nombre de Reynolds. Il est donc préférable d'expérimenter ces organes en vraie grandeur et aux vitesses réelles, ce qui est possible en général dans toutes les souffleries.

Le modèle réduit de l'avion est alors suspendu dans la soufflerie aérodynamique par un système de fils très fins qui servent à transmettre les efforts à la balance aérodynamique. Celle-ci est agencée de manière à permettre la mesure des composantes horizontale et verticale et le moment de la résultante aérodynamique. Cette mesure est répétée pour diverses incidences. On en déduit les coefficients unitaires  $C_x$ ,  $C_z$  et  $C_m$ .

en fonction de l'incidence, ce qui permet de tracer la polaire ( $C_z$ ,  $C_x$ ) et la variation du moment longitudinal ( $C_m$ ,  $C_z$ ). Si des armatures ont été omises, comme il a été dit plus haut, on ajoutera la résistance unitaire correspondant aux valeurs expérimentales.

On répète ensuite ces mêmes essais, ou tout au moins la mesure du moment longitudinal, pour l'avion démunie de son empennage horizontal. On aura donc « l'effet d'empennage » par différence entre les moments unitaires de l'avion avec et sans empennage.

Enfin, assez fréquemment, on expérimente de même les divers éléments principaux tels que les ailes sustentatrices et les fuselages. On peut ainsi établir le bilan expérimental de toutes les caractéristiques aérodynamiques d'un avion. L'ingénieur-constructeur a ainsi la possibilité de contrôler les prévisions de son étude aérodynamique de l'avion.

En particulier lorsque les profils des ailes sustentatrices et leurs proportions ont été établis par les méthodes théoriques ces expérimentations prennent un caractère scientifique plus général. On peut alors chiffrer méthodiquement les écarts, le plus souvent très faibles, entre la théorie et l'expérience. Une telle documentation permet ensuite de prévoir avec plus d'exactitude encore les qualités aérodynamiques d'un avion nouveau.

Passons maintenant aux méthodes expérimentales dans lesquelles le corps est en mouvement par rapport au fluide immobile ou considéré comme tel.

L'étude de la chute (ou de l'ascension) des corps dans l'air ou dans l'eau a été une méthode de recherche, ancienne. Au contraire, l'emploi de chariots aérodynamiques ou hydrodynamiques est plus moderne. Les chariots aérodynamiques permettent les essais sur des avions ou sur des éléments d'avions ayant une dimension importante. Il en résulte que l'« effet de similitude » aura une influence éventuelle, moins grande que dans le cas des souffleries. Néanmoins la méthode des chariots aérodynamiques comporte des corrections pour tenir compte de l'influence appréciable de la proximité du sol et de la présence du chariot lui-même en dessous ou en dessus des organes expérimentés. Par ailleurs, si les essais se font à l'air libre, il convient que le vent atmosphérique soit très faible ou nul. Il en résulte que les jours favorables pour l'exécution des essais sont assez rares. La méthode des chariots aérodynamiques doit donc être réservée à des essais de vérification et non à des recherches systématiques.

L'équipement d'un chariot aérodynamique consiste en un système de leviers ou parallélogrammes articulés formant une balance (fig. 86). Les efforts aérodynamiques à mesurer (composantes et moment de la résultante) sont transmis à des dynamomètres enregistreurs. En même temps on enregistre, par anémomètre, la vitesse aérodynamique du véhicule.

Les chariots hydrodynamiques sont équipés pour permettre de remorquer en *surface* ou en immersion des organes des avions ou des navires. Pour ce qui nous concerne on expérimente ainsi les flotteurs et les coques des hydravions.

Les manèges aérodynamiques ont été beaucoup employés autrefois, mais les souffleries les ont, maintenant, remplacés. D'ailleurs, un manège aérodynamique doit comporter un bras tournant de rayon très grand. Ce bras doit être robuste et il entraîne dans son déplacement l'air

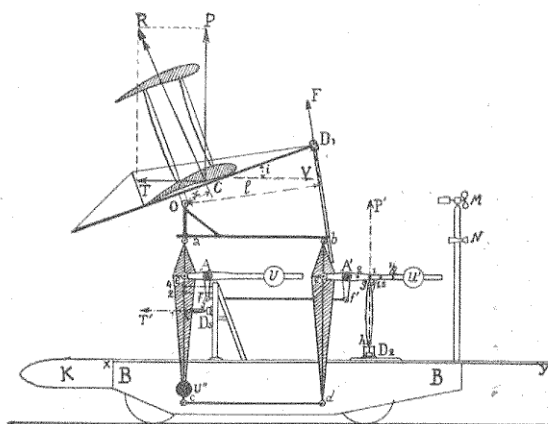


Fig. 86. — Chariot aérodynamique de l'Institut aérotechnique.

Il comporte une plate-forme automotrice BB, mue par un moteur électrique de 120 chevaux, et surmontée d'une balance permettant la mesure des composantes P et T de la résultante aérodynamique et la détermination du centre de poussée C; A et A', points fixes du système de parallélogrammes articulés; ac et bd, leviers verticaux du parallélogramme mesurant T au dynamomètre D<sub>3</sub>; eA'fU et e'A'f'U' : leviers horizontaux mesurant P au dynamomètre D<sub>2</sub>; O, articulation permettant la mesure en D<sub>1</sub> du moment de R par rapport à O; U, U', U'' : contrepoids d'équilibrage statique; M, et N, antennes anémométrique; K, emplacement des divers appareils enregistreurs.

du hall circulaire qui contient le manège. Par ailleurs, les objets expérimentés et les instruments de mesure sont soumis à l'action de la force centrifuge et il est quelquefois délicat d'en neutraliser l'action.

Le manège aérodynamique semble devoir être réservé à des études concernant les virages des avions, des hélicoptères, etc.

Enfin les méthodes d'expérimentations utilisant l'avion lui-même comme « Laboratoire volant » permettent l'exécution des « Essais en vol » dont nous allons parler plus longuement.

## § 2. — LES ESSAIS EN VOL DES AVIONS

Les essais en vol doivent être le contrôle définitif des prévisions et des réalisations du constructeur par la détermination des « performances » effectives de l'avion complet. C'est le but principal des essais « officiels » dont la technique opératoire est basée sur nos connaissances actuelles de l'aérodynamique de l'avion, du fonctionnement du groupe moto-propulseur en fonction des conditions de température, de pression et d'état hygrométrique de l'air atmosphérique à des altitudes essentiellement variables.

A côté de ce but bien déterminé les essais en vol des avions peuvent comporter la détermination de « caractéristiques » plus complexes, plus scientifiques même, mais la technique opératoire correspondante se complète de considérations plus délicates. L'avion devient alors véritablement un « laboratoire volant » emportant à bord les instruments les plus variés, souvent même d'une technique très savante, et l'interprétation des résultats enregistrés demande alors une étude approfondie.

L'avion laboratoire est l'instrument expérimental synthétique de toute la technique aéronautique approchée ou rigoureuse.

Il convient donc de distinguer dans les essais en vol des avions deux catégories d'expérimentations :

1° Celle relative à la détermination des « performances » de l'avion « prototype » d'une fabrication éventuelle « en série » ou d'un avion quelconque de la série;

2° Celle relative à l'étude de caractéristiques aérodynamiques plus complexes comme la stabilité dynamique, la manœuvrabilité, les efforts maxima en vol acrobatique, etc.

*Essais en vol pour la détermination des performances d'un avion.* — La technique de ces essais a été élaborée en France pendant la guerre, avec la nécessité impérieuse de renseigner le haut commandement sur les vitesses et les altitudes atteintes effectivement par les avions nouveaux, présentés presque continuellement par les constructeurs français et alliés. Au début de la guerre ces mesures ne présentaient pas de graves difficultés, en raison des vitesses et des plafonds assez modestes réalisés par les avions. Mais très rapidement, les exigences de la guerre aérienne ont amené la réalisation d'avions à grande vitesse, susceptibles de monter rapidement à des altitudes élevées. Dans ces conditions, la détermination précise des temps de montée et des plafonds correspondants et surtout la mesure exacte des vitesses réalisées à ces hautes altitudes ont exigé des méthodes de mesure beaucoup plus délicates.

Les instruments de contrôle utilisés dans ces essais sont le baromètre, le thermomètre, l'anémomètre et le tachymètre. Ces instruments sont « enregistreurs » sauf le thermomètre.

*Performances de montée.* — Le baromètre enregistre le temps mis par l'avion pour atteindre les pressions barométriques décroissantes à mesure qu'on s'élève au-dessus du sol. Il ne doit pas être considéré comme altimètre, car la lecture pure et simple de sa graduation en altitude conduirait à des erreurs notables qui dépendent de la température. C'est seulement en tenant compte des indications du thermomètre qu'on peut calculer les altitudes vraies qui correspondent aux diverses pressions marquées sur le baromètre. Ce calcul est très simple et suffisamment exact si on opère par tranches successives correspondant, par exemple, à des différences d'altitudes de 500 mètres environ.

Ainsi, en admettant que l'air atmosphérique est dépourvu d'humidité, on peut établir une échelle altimétrique dite en air à 0° par la relation :

$$\log \frac{P_1}{P_2} = \frac{546}{18.400} = 0,02965.$$

On calcule ainsi de proche en proche :

$$\log P_{(546)} = \log 760 - 0,02965$$

$$\log P_{(1092)} = \log P_{(546)} - 0,02965.$$

L'échelle altimétrique ainsi obtenue est appliquée sur le diagramme du barographe et on peut lire les temps de montées correspondant à chacune des tranches de 546 mètres.

Ensuite il convient de calculer la *hauteur vraie* de chacune des tranches et pour cela il faut tenir compte de la température moyenne dans chacune d'elles. Soit par exemple  $\theta_{(1)}$  la tempé-

#### L'AVIATION ACTUELLE

rature moyenne de la première tranche, la hauteur vraie correspondante sera

$$\Delta Z_{(1)} = 546 + 2\theta_{(1)}$$

à laquelle correspondra le temps de montée  $\Delta t_{(1)}$  on aura de même :

$$\Delta Z_{(2)} = 546 + 2\theta_{(2)}$$

à laquelle correspondra le temps de montée  $\Delta t_{(2)}$ .

L'altitude maxima réalisée par l'avion sera, en général, comprise entre deux points  $P_n$  et  $P_{n+1}$  de l'échelle altimétrique en air à 0°. On fera alors l'interpolation proportionnelle pour la portion comprise entre le point  $P_n$  de l'échelle et le sommet du diagramme de montée.

*Remarque 1.* — Le calcul précédent est basé sur la formule du nivellement barométrique :

$$Z_2 - Z_1 = 18.400 \log \frac{P_1}{P_2} \left( 1 + \alpha \frac{\theta_1 + \theta_2}{2} \right) (1 + 0,377 E)$$

$Z_1, Z_2, P_1, P_2, \theta_1$  et  $\theta_2$  étant les altitudes, les pressions et les températures qui se correspondent;  $E$  étant le degré hygrométrique moyen entre les altitudes  $Z_1$  et  $Z_2$ .

Alors on voit que pour de l'air sec, dont la température serait uniformément 0° on aurait :

$$(Z_2 - Z_1)_{00} = 18.400 \log \frac{P_1}{P_2}$$

Le facteur dû à la température peut s'écrire :

$$\left( 1 + \alpha \frac{\theta_1 + \theta_2}{2} \right) = \frac{1}{546} (546 + \theta_1 + \theta_2).$$

Il en résulte que si l'on a calculé  $P_1$  et  $P_2$  pour corres-



pondre à des tranches de 546 mètres en air à 0°, la hauteur vraie de ces tranches sera :

$$(Z_2 - Z_1)_0 = (546 + 2 \theta_m) \quad \text{avec} \quad \theta_m = \frac{\theta_1 + \theta_2}{2}.$$

Comme niveau de départ des altitudes on peut adopter : soit l'altitude où la pression est 760 millimètres, soit l'altitude qui correspond à la pression barométrique au sol, soit enfin le niveau de la mer.

*Réduction des performances de montée à une atmosphère unique.* — En opérant comme nous venons de le dire les performances de montée : temps de montée, vitesses ascensionnelles, plafond, etc., seront rapportées à l'atmosphère réelle du jour de l'essai. Elles varieront pour un même avion, suivant les conditions de température et l'écart entre les performances ainsi déterminées sera maximum entre l'été et l'hiver.

Pour rendre comparables entre elles les performances d'un même avion ou celles de différents avions, il est indispensable de les rapporter à une même atmosphère moyenne.

Pour définir cette atmosphère moyenne il suffit de définir la loi de variation de sa température avec l'altitude. Le Service Technique de l'Aéronautique française a été conduit à admettre, pour l'atmosphère standard, une diminution linéaire de la température avec l'altitude, à raison de 6°,5 par 1.000 mètres en partant de + 15° au niveau 0. Mais, pour des altitudes supérieures à 11.000 mètres, on admet que la température ne varie plus et reste égale à — 56°,5.

La loi de variation ainsi adoptée correspond bien à la moyenne des variations réelles dans les pays européens et même dans l'Amérique du

# L'AVIATION ACTUELLE

Nord. Ainsi cette loi a été adoptée par la plupart des pays intéressés.

Il doit être noté que le changement qu'on observe vers 11.000 mètres dans l'allure de la loi des températures (fig. 87) se retrouve aussi dans

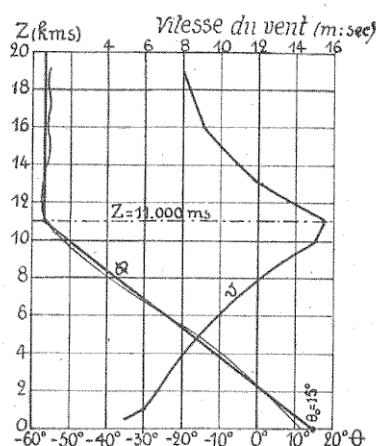


Fig. 87. — Variations de la température moyenne et de la vitesse moyenne du vent avec l'altitude.

La droite  $\theta$ , en trait plein, correspond à la définition de l'atmosphère standard. Cette droite recoupe plusieurs fois la courbe sinueuse qui représente la moyenne des sondages météorologiques.

la loi des vitesses moyennes du vent à diverses altitudes. M. Maurain<sup>1</sup> a montré en effet, que la vitesse moyenne du vent augmente régulièrement depuis 5 m. : sec. à l'altitude de 500 mètres jusqu'à un maximum de 15,60 m. : sec. à 11.000 mètres. Elle décroît ensuite jusqu'à environ 8 m. : sec à 19.000 mètres.

1. C. R. de l'Académie des Sciences, 15 juillet 1919.

# ESSAIS DE L'AVION AU LABORATOIRE ET EN VOL

L'atmosphère de référence ou atmosphère standard ainsi définie est caractérisée par la table de correspondance indiquée ci-dessous.

Altitudes (m.)	0	1.000	2.000	4.000	6.000	8.000
Pressions (mm.)	760	674	596	462	354	267
Températures	+ 15°	+ 8°,5	+ 2°	- 11°	- 24	- 37

Altitudes (m.)	10.000	11.000	12.000	13.000	14.000	15.000
Pressions (mm.)	198	169,5	145	124	105,6	90,25
Températures	- 50°	- 56°,5	- 56°,5	- 56°,5	- 56°,5	- 56°,5

Pour ramener les performances de montée d'un avion à cette atmosphère standard, il faut définir ce qu'on appelle des altitudes homologues dans l'atmosphère réelle et dans l'atmosphère standard. Pour cela, il faudrait connaître la loi de variation du couple du moteur de l'avion avec les conditions extérieures de température et de pression.

Actuellement, en France, on admet que le couple du moteur est proportionnel à la densité de l'air et les altitudes homologues sont celles qui ont la même densité.

Ceci posé, on démontre que les performances de montée (et de vitesse) sont les mêmes : pour des altitudes d'égale densité.

Pour ramener la montée réelle à l'atmosphère standard, il suffirait donc de calculer les densités qui correspondent à l'origine et à la fin de chacune des tranches  $\Delta z_{(1)}$ ,  $\Delta z_{(2)}$ , d'altitudes vraies, Alors, d'après la loi admise pour l'atmosphère standard, on pourrait déterminer les altitudes homologues d'égale densité et calculer par diffé-

rence les tranches  $\Delta'z_{(1)}$ ,  $\Delta'z_{(2)}$ , correspondantes. Les temps de montée  $\Delta t_{(1)}$ ,  $\Delta t_{(2)}$ , seront alors rapportés aux tranches  $\Delta'z_{(1)}$ ,  $\Delta'z_{(2)}$  pour définir la performance de montée en atmosphère standard.

Pratiquement, il n'est pas nécessaire de faire le calcul préalable en altitudes vraies. Au moyen de la courbe des températures du jour de l'essai et d'un réseau de droites d'égale densité on détermine les pressions barométriques,  $H_0$ ,  $H_1$ ,  $H_2$ , etc. pour lesquelles la densité est égale à celle des altitudes 0,500, 1.000, en atmosphère standard. En d'autres termes les intervalles  $\Delta H_1 = H_1 - H_0$ ,  $\Delta H_2 = H_2 - H_1$  sont, dans l'atmosphère réelle, les homologues des tranches de 500 mètres en atmosphère standard (fig. 88).

La loi admise pour l'atmosphère standard donne une fois pour toutes les intervalles  $\Delta H'_1$ ,  $\Delta H'_2$  correspondant à ces mêmes tranches de 500 mètres.

Alors l'égalité des vitesses barométriques pour ces intervalles homologues donne :

$$\frac{\Delta H'}{\Delta t'} = \frac{\Delta H}{\Delta t}.$$

Le temps de montée  $\Delta t'$  en atmosphère standard se déduit du temps de montée en atmosphère réelle, par la relation :

$$\Delta t' = \frac{\Delta H'}{\Delta H} \times \Delta t.$$

Les valeurs de  $\Delta t$  sont mesurées sur l'échelle des temps du diagramme de montée, en pointant sur ce diagramme les pressions  $H_0$ ,  $H_1$ ,  $H_2$ , déterminées précédemment.

Ainsi on aura les temps  $\Delta t'$ , que l'avion aurait mis en atmosphère standard, pour monter de 500 mètres en 500 mètres.

Le quotient  $v'_s = \frac{500}{\Delta t'}$  donnera la « vitesse

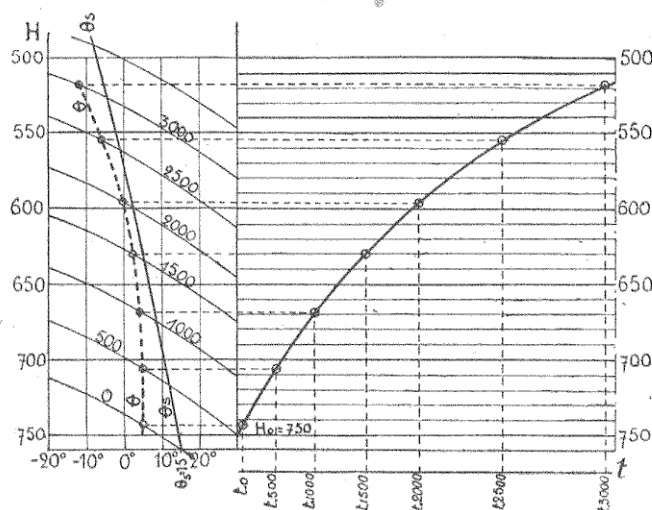


Fig. 88. — Réduction des performances de montée.

$\theta$  = courbe variation de la température avec la pression, le jour de l'essai de montée;  $\theta_s$  = courbe des variations de la température en atmosphère standard. Les courbes marquées 0,500, ..., 3,000 représentent le lieu des points  $\theta$ ,  $H$ , pour lesquels le couple moteur est constant. Les intersections de la courbe  $\theta$  avec ces courbes déterminent l'échelle des pressions homologues qui est appliquée sur le diagramme barométrique pour déterminer les  $\Delta t$ .

ascensionnelle» moyenne pour chacune des tranches. On rapportera ces vitesses ascensionnelles à l'altitude du milieu de chaque tranche, soit : 250 mètres, 750 mètres, etc.

Un résultat intéressant à signaler est que ces vitesses ascensionnelles décroissent linéairement

avec l'altitude si la montée a été faite correctement, c'est-à-dire à l'angle d'incidence optimum et au même régime d'alimentation du moteur.

En faisant la représentation graphique des vitesses ascensionnelles moyennes  $v'$ , en fonction des altitudes  $z'$ , on pourra par extrapolation, déterminer la vitesse ascensionnelle initiale  $v_{z(0)}$  et le « plafond théorique », qui correspond à l'altitude pour laquelle la vitesse ascensionnelle devient nulle.

Si on néglige le délestage de l'avion par suite de la consommation du combustible, le plafond théorique de l'avion est l'altitude qu'il atteindrait au bout d'un temps infiniment grand. C'est pourquoi on considère fréquemment le « plafond pratique » qui est l'altitude pour laquelle la vitesse ascensionnelle est de 0<sup>m</sup>,50 par seconde.

*Remarque importante.* — Comme nous l'avons dit plus haut, la réduction des performances de montée (et de vitesse) à une atmosphère moyenne unique est basée sur la loi admise pour la variation du couple du moteur avec la température et la pression extérieures.

Il peut arriver que le type de moteur adopté, ou que son mode d'alimentation en air extérieur, rende le couple moteur sensiblement indépendant de la température. Dans ce cas le couple moteur serait proportionnel seulement à la pression.

Suivant cette hypothèse (qu'on admettait pendant la guerre) les altitudes homologues en atmosphère réelle et en atmosphère standard seraient des altitudes d'égale pression. Alors la méthode de réduction précédente ne s'applique plus. Cependant il reste exact que les performances de montée et de vitesse dépendent seulement de la densité et on démontre qu'elles sont inversement proportionnelles à la racine carrée de la densité. En d'autres termes, si :  $v_a$ ,  $V$ ,  $n$  et  $a$  sont respectivement : la vitesse ascensionnelle, la vitesse aérodynamique, le nombre de tours du moteur et la densité dans l'atmosphère réelle du

jour de l'essai, les performances correspondantes :  $v'_z$ ,  $V'$  et  $n'$  en atmosphère standard de densité  $a'$  seront données, par les égalités :

$$\frac{v'_z}{v_z} = \frac{V'}{V} = \frac{n'}{n} = \sqrt{\frac{a}{a'}}.$$

Avec l'hypothèse du couple moteur proportionnel à la pression, on calculerait les temps de montée  $\Delta t'$  en air standard par la relation :

$$\Delta t' = \Delta t \sqrt{\frac{a}{a'}}.$$

les intervalles de temps  $\Delta t$  étant lus sur le diagramme de montée pour des intervalles de pressions  $\Delta H = \Delta H'$  correspondant à des tranches de 500 mètres en air standard.

*Performances de vitesse.*—L'anémomètre enregistre, en fonction du temps, des indications qui sont, en général, proportionnelles au produit du carré de la vitesse aérodynamique  $V$  par la densité  $a$  de l'air, à l'altitude de vol.

Connaissant la densité  $a$ , on déduira aisément la vitesse aérodynamique  $V$ , si l'on connaît le coefficient de proportionnalité qui caractérise l'anémomètre, c'est-à-dire si l'on a une courbe de tarage qui relie les indications anémométriques à des vitesses  $V_0$  pour une densité  $a_0$ . Par exemple, si l'anémomètre a été étalonné dans un laboratoire aérodynamique, les indications  $i$  sont reliées aux vitesses  $V_0$  dans de l'air à 15° et 760 mètres par une courbe de tarage, qui exprime graphiquement une relation de la forme :

$$i = kV_0^2 a_0.$$

A cette même indication  $i$  il correspondra dans l'air de densité  $a$  une vitesse  $V$  telle qu'on ait

$$i = kV_0^2 a_0 = kV^2 a.$$

On en déduit la vitesse aérodynamique

$$V = V_0 \sqrt{\frac{a_0}{a}}.$$

Comme précédemment, les vitesses vraies, ainsi déterminées, doivent être rapportées à l'atmosphère standard. La réduction se fait très simplement dans l'hypothèse d'un couple-moteur proportionnel à la densité. Dans ce cas, en effet, la vitesse aérodynamique vraie  $V$  sera rapportée à l'altitude standard  $z'$  pour laquelle la densité est :

$$a' = a.$$

Si l'on suppose que le couple du moteur varie comme la pression, la vitesse  $V'$  à l'altitude standard  $z'$ , de même pression que l'altitude réelle, sera calculée par la relation

$$V' = V \times \sqrt{\frac{a}{a'}} = V_0 \sqrt{\frac{a_0}{a'}}.$$

Mais le plus souvent la position occupée sur l'avion par l'antenne anémométrique est telle, que cette antenne est plus ou moins influencée par les éléments de l'avion. Dans ce cas, on ne peut plus utiliser directement la courbe de tarage établie au Laboratoire aérodynamique et il faut établir une courbe de tarage de l'anémomètre, tel qu'il est installé sur l'avion. Pour cela, on a recours à des mesures directes de la vitesse de vol au voisinage du sol. Ces mesures se font en chronométrant le temps mis par l'avion pour parcourir une base linéaire de longueur connue. Si le vent est très faible ou nul, la moyenne des vitesses ainsi calculées, pour un parcours aller et pour un parcours retour effectués au même régime du



moteur, est égale à la vitesse aérodynamique.  
En effectuant des « chronométrages » à diffé-

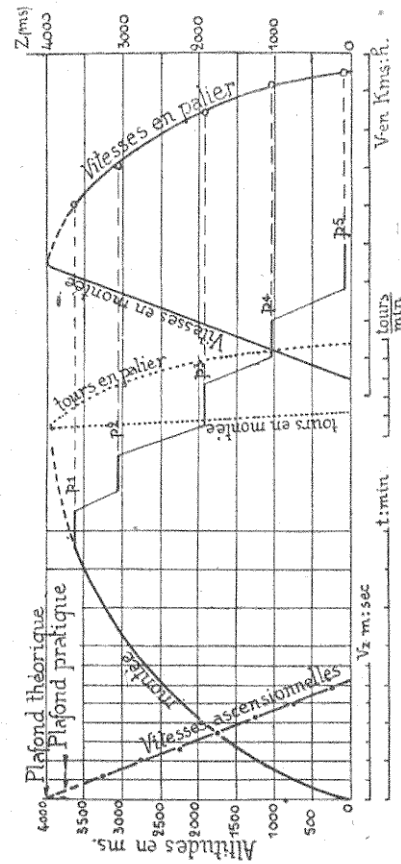


Fig. 89. — Représentation graphique des performances de montée et de vitesses réduites à l'atmosphère standard.

Performances de montée : Vitesses ascensionnelles, plafonds théorique et pratique, nombre de tours et vitesse de vol en montée. Performances de vitesses : vitesses et nombres de tours en vol horizontal.

rents régimes du moteur, on obtiendra plusieurs vitesses aérodynamiques, que l'on fera correspondre aux indications de l'anémomètre.

*Représentation graphique des performances de vitesse et de montée d'un avion.* —

Il est très intéressant de représenter graphiquement, en fonction des altitudes standard, les performances ainsi mesurées et réduites. La figure 89 donne un exemple de cette représentation graphique pour un avion particulier.

Sur le diagramme des vitesses ascensionnelles, on relève la vitesse ascensionnelle initiale  $v_{(0)} = 6,25$ , le plafond théorique  $Z_p = 4000$ , et le plafond pratique  $Z'_p = 3750$ .

Sur le diagramme des vitesses aérodynamiques, les points représentatifs sont relatifs aux vitesses enregistrées au cours d'une série de vols horizontaux, que le pilote a exécutés, tous les 1.000 mètres environ, au cours de la descente de l'avion, immédiatement après l'essai de montée. Ces vols horizontaux ont été rapportés aux altitudes homologues correspondantes et l'on peut tracer sans difficulté la courbe de variation des vitesses aérodynamiques horizontales en fonction des altitudes standard. On relève sur cette courbe les vitesses aux altitudes usuelles 0, 1.000, 1.500, etc.

De même, les indications de l'anémomètre pendant la montée de l'avion permettent le calcul des vitesses aérodynamiques correspondantes et la représentation graphique de la variation avec l'altitude.

Enfin on peut compléter ces documents par l'inscription des nombres de tours du ou des moteurs, en montée et en palier, en fonction de l'altitude.

*Essais en vol pour la détermination des qualités de maniabilité, de stabilité, de confort, etc.*

Il est assez difficile de pouvoir « chiffrer » ces diverses qualités qui caractérisent, avec les performances, l'aptitude de l'avion à son utilisation militaire ou civile. On doit s'en rapporter, le plus souvent, pour leur appréciation, à l'examen de pilotes et d'observateurs expérimentés. Pour aider ceux-ci dans leur mission on établit un questionnaire très complet dont les subdivisions principales sont les suivantes :

1° Efficacité des organes de stabilité et de manœuvre longitudinales, latérales, et de route.

À cette triple question le pilote examinateur doit répondre d'après les constatations qu'il a faites en ce qui concerne l'attitude prise par l'avion par suite de la manœuvre séparée, progressive et dosée de l'empennage horizontal, des ailerons et du gouvernail de direction.

Cette triple réponse doit être faite, éventuellement, pour différentes altitudes, et en particulier pour l'altitude d'utilisation.

2° Réactions de pilotage produites par la manœuvre des mêmes organes.

Ces réactions correspondent, comme il a été dit précédemment, à la grandeur du moment autour de l'axe d'articulation des gouvernes mobiles.

Leur évaluation quantitative pourrait fournir des enseignements de la plus haute importance, notamment en ce qui concerne la stabilité longitudinale ou en profondeur. De toutes manières leur évaluation qualitative est extrêmement intéressante car elle donne : 1° à l'ingénieur, l'allure

des variations de ces « moments de charnière » aux divers régimes de vol ; 2° à l'utilisateur, un élément d'appréciation des qualités de pilotage que possède l'avion.

Ainsi, l'intensité de réaction dans la main du pilote, pour un avion qui « tire à la main » en vol piqué, doit inciter l'ingénieur à examiner de très près la stabilité statique de l'avion, résultant du centrage adopté. La grandeur et le sens de cette réaction sont liés au degré de stabilité statique pour des gouvernails de profondeur non compensés.

On devrait ajouter, pour la même raison, aux questions envisagées dans ces deux subdivisions, l'estimation des qualités de *stabilité* avec « équilibreur libre ».

L'avion étant abandonné à lui-même, en n'importe quelle position, doit tendre, au point de vue équilibre longitudinal, à revenir à sa position normale de vol, sous la seule action de ses empennages horizontaux fixes et mobiles, mais non commandés. La stabilité longitudinale d'un avion, avec « équilibreur libre », peut être considérée comme un critère de sécurité.

3° Questions diverses concernant la conduite de l'avion quand il roule sur le sol, sa facilité d'envol et de redressement à l'atterrissage, le danger de capotage, les risques d'incendie, etc.

On y ajoute les appréciations sur l'équipement et la confortabilité des postes de pilotage, d'observateurs ou de passagers, sur la visibilité pour tout l'équipage.

Dans le cas d'utilisation militaire : la maniabilité pour des manœuvres acrobatiques, de combat, d'attaque, de tactique d'emploi, etc.,

prend une importance particulière en ce questionnaire.

Dans le cas d'utilisation commerciale la question sécurité doit être examinée avec plus encore de sévérité. Elle nécessite l'avis de techniciens spécialistes en ce qui concerne : 1° le groupe motopropulseur, pour les causes de pannes, les causes d'incendie en vol et à terre ; 2° le planeur, pour la solidité, la stabilité propre, les vitesses d'envol et d'atterrissage, la répartition du fret, etc.

De ce rapide exposé on pourrait conclure que cet examen, presque entièrement qualitatif, pourrait, en certaines circonstances, primer sur la détermination précise des performances si l'on n'envisage que le but utilitaire de la machine aérienne. Cependant les deux questions sont intimement liées et d'égale importance à tous égards. C'est pourquoi la technique de ces essais quantitatifs et des examens et appréciations qualitatifs méritent de retenir l'attention de tous ceux qui s'intéressent à la locomotion aérienne. L'industrie qui conçoit et fabrique les avions modernes a bien compris toute l'importance de ces contrôles, elle en admet la complexité technique, et elle a su tirer de la documentation que procurent ces méthodes, les enseignements qui conduisent au progrès.

*Essais en vol pour la réception des avions fabriqués en série.* — Ce que nous avons dit précédemment de la variation des performances d'un même avion avec les conditions atmosphériques du jour de l'essai s'applique, évidemment, à tous les avions fabriqués en série.

Pour ceux-ci on doit exiger, avec une certaine

tolérance, les performances, supposées optima, qui ont été réalisées par l'avion prototype de la série. La tolérance globale à admettre dépend : 1° de l'exactitude des mesures relatives à l'avion prototype ; 2° des tolérances de construction et de réglage des moteurs de série ; 3° des variations des qualités aérodynamiques des avions et des propulseurs de série. La tolérance globale, qui doit tenir un compte raisonnable et rationnel de ces diverses causes, est donc délicate à établir, et nous ne pouvons entrer dans le détail à ce sujet.

Cependant il est indispensable de signaler que, pour une tolérance donnée, établie avec toute la rigueur technique nécessaire, les essais ayant pour objet la réception des avions de série doivent comporter les méthodes de réduction à l'atmosphère standard, identiques à celles qui ont été utilisées lors des essais du prototype. Des difficultés sont nées parfois, entre l'industrie et le service réceptionnaire, du fait de l'inapplication de ces principes. Il est relativement facile de démontrer, par exemple, qu'un avion de série, exactement semblable au prototype (dont le plafond théorique était de 6.000 mètres et la vitesse ascensionnelle initiale de 6 m. : sec.) aurait droit à une tolérance moyenne de  $\pm 30$  p. 100 sur les temps de montée à 4.000 mètres réalisés par le prototype : si l'essai de réception est fait en été par temps très chaud et si l'altitude atteinte est lue simplement sur la graduation altimétrique du barographe. Inversement, la tolérance devrait être négative et de l'ordre de  $- 20$  p. 100 : si la réception était faite de la même manière en hiver.

Les essais en vol pour la réception des avions de série sont effectués maintenant en appliquant les méthodes de réduction que nous avons exposées plus haut.

*Essais en vol pour la détermination des caractéristiques aérodynamiques.* — Les performances de vitesse et de montée, déterminées comme il vient d'être dit, ne permettent pas de calculer avec certitude la polaire correspondante de l'avion, parce qu'on ignore la traction fournie par le propulseur et l'angle d'incidence de la voilure.

En vue de la détermination des courbes unitaires de portance et de résistance à l'avancement, il convient, préférablement, de recourir à des essais effectués *en vol plané* : l'hélice étant arrêtée. L'avion sera muni des instruments enregistreurs suivants :

Un anémomètre : pour la mesure de la vitesse aérodynamique, comme il a été dit pour les essais de performances.

Un clinomètre : pour la mesure de l'inclinaison de l'avion par rapport à l'horizontale. Cette inclinaison sera rapportée, préférablement, à la corde de référence des ailes sustentatrices.

Un baromètre sensible : pour la mesure des pressions en vue du calcul des altitudes et des densités. Les indications de ce baromètre doivent donc être complétées par la lecture fréquente d'un thermomètre placé en dehors du fuselage à la vue du pilote ou de l'observateur.

Pour un tel vol plané, le mouvement de l'avion sur sa trajectoire est régi par les relations suivantes (fig. 90) :

1° L'équation de sustentation, qui exprime l'éga-

lité de la sustentation aérodynamique ( $C_s \rho/2 V^2 S$ ) avec la composante :  $P \cos \gamma$ , du poids total de l'avion, sur une direction normale à la trajectoire de vol plané ( $\gamma$  étant la pente de celle-ci par rapport à l'horizontale) (fig. 90) soit donc :

$$(1) \quad C_s S \rho/2 V^2 = P \cos \gamma$$

2° L'équation de résistance à l'avancement, qui exprime l'égalité de cette résistance ( $C_x S \rho/2 V^2$ )

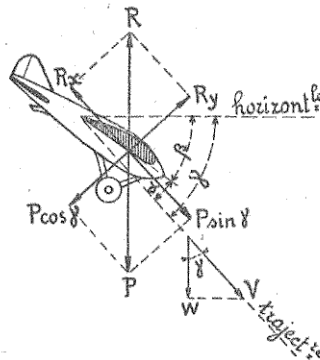


Fig. 90. — Schéma de l'avion en vol plané moteur éteint.

$R$  = résultante aérodynamique totale avec ses composantes  $R_x$  et  $R_y$   
 $P$  = poids total de l'avion avec composantes  $P \sin \gamma$  et  $P \cos \gamma$ ;  $\gamma$  = angle de la trajectoire avec l'horizontale;  $\alpha$  = angle d'incidence;  $\beta$  = angle d'inclinaison de l'avion (corde de référence) sur l'horizontale;  $V$  = vitesse aérodynamique avec sa composante verticale  $W$ .

avec la composante du poids de l'avion suivant la trajectoire ( $P \sin \gamma$ ); on a donc :

$$(2) \quad C_x S \rho/2 V^2 = P \sin \gamma.$$

De ces relations on peut déduire les coefficients unitaires de l'avion et leur rapport, quand on connaît  $V$ ,  $\rho$  et  $\gamma$ .



Le poids  $P$  et la surface des ailes  $S$  sont déterminés aisément.

$V$  sera donné par l'anémomètre, convenablement étalonné et sous réserve que l'antenne anémométrique soit dirigée sensiblement suivant la trajectoire de l'avion. Dans ce but, on a utilisé, parfois, des antennes anémométriques suspendues sous l'avion et munies d'empennages qui les orientent constamment suivant la direction du vent relatif.

Si on suspend une antenne anémométrique ainsi constituée à une dizaine de mètres en dessous de l'avion, on élimine l'influence de ce dernier sur les indications de l'anémomètre et on est assuré de l'orientation convenable suivant la trajectoire.

La densité  $\rho$  sera calculée à partir des pressions et des températures.

Enfin l'angle  $\gamma$  sera donné par la relation :

$$\sin \gamma = \frac{w}{V}$$

$w$  étant la vitesse de descente de l'avion. Celle-ci peut être déterminée (comme il a été dit pour les vitesses ascensionnelles) en calculant les altitudes vraies et les temps correspondants.

Le clinomètre donnant l'inclinaison  $\beta$  de la corde de référence sur la trajectoire, on en déduira l'angle d'incidence  $\alpha$  par la relation

$$\alpha = \gamma - \beta.$$

En variant la vitesse de l'avion, on pourra effectuer des mesures pour un grand nombre d'incidences  $\alpha$  et l'on peut tracer les courbes unitaires et la polaire de l'avion.

Cette méthode expérimentale est couramment pratiquée en Angleterre et les confrontations des résultats ainsi obtenus avec ceux relatifs à un modèle réduit, expérimenté dans une soufflerie aérodynamique, ont montré un très bon accord en ce qui concerne les courbes unitaires de sustentation. Les courbes unitaires relatives à la résistance à l'avancement ne peuvent être directement comparées, en général, sans apporter quelques corrections dues aux éléments de l'avion qui ne figurent pas sur le modèle et à ceux des éléments dont la résistance unitaire est notablement majorée dans les essais en soufflerie.

Néanmoins, lorsque ces corrections peuvent être effectuées, la comparaison montre un accord satisfaisant dans l'ensemble et l'on peut attribuer l'écart à l'effet de similitude sur les voilures en particulier.

*Remarque.* — Les expérimentateurs américains<sup>1</sup> ont préconisé assez récemment un groupement de l'anémomètre et de l'inclinomètre enregistreurs dans l'enveloppe, bien carénée et empennée, qu'on suspend au-dessous de l'avion, comme il a été dit plus haut pour l'antenne anémométrique seule. L'appareil qu'ils ont réalisé comporte des dispositifs expérimentaux fort ingénieux et l'inscription des indications de l'anémomètre et de l'inclinomètre se fait par des rayons lumineux dont la trace influence un film qui se déroule sous l'action d'un moteur à vitesse constante.

Puisque l'ensemble de l'appareil s'oriente suivant la trajectoire de vol plané l'inclinomètre

1. Technical Notes N. A. C. A., n° 233 et n° 223.

donnera directement la pente de cette trajectoire par rapport à l'horizontale. Cette manière de mesurer l'angle  $\gamma$  semble effectivement préférable à celle qui comporte le calcul de la vitesse verticale à partir des indications d'un baromètre.

Dans ces essais, un autre inclinomètre est installé à bord de l'avion ; il détermine l'inclinaison de la corde de l'aile avec l'horizontale. De la différence  $\gamma - \beta$  on déduira, comme précédemment, l'incidence  $\alpha$ .

Les expérimentateurs américains préconisent, au lieu du planement avec propulseur arrêté, de faire des vols planés avec un régime du propulseur tel que la traction appliquée soit nulle ou négligeable.

Ce régime est déterminé par un essai préalable d'un modèle du propulseur dans une soufflerie aérodynamique. On peut ainsi calculer les valeurs combinées de la vitesse aérodynamique  $V$  et du nombre de tours  $n$  pour lesquelles la traction est nulle<sup>1</sup>.

Si ces conditions ne sont pas exactement réalisées au cours du vol, elles sont toujours très approchées et il est loisible de tenir compte de la faible traction fournie par le propulseur.

*Essais en vols pour la détermination de diverses autres caractéristiques.* — Des mesures quantitatives ont été faites en Amérique<sup>2</sup> en ce qui concerne la *manœuvrabilité* d'un avion. Ces essais correspondent à la mesure de l'efficacité des organes de stabilité et de manœu-

1. Nous avons personnellement appliqué cette méthode du vol plané à traction nulle dans nos expérimentations d'avant-guerre en collaboration avec M. Lepère et le lieutenant aviateur Gouin.

2. Report n° 153. U. S. — N. A. C. A. (Norton et Brown).

vrabilité longitudinales, latérales et de route (1<sup>re</sup> subdivision du programme soumis en France au pilote vérificateur).

Les instruments de contrôle employés dans ces mesures étaient les suivants : un anémomètre, un accéléromètre, un enregistreur de vitesse angulaire et un enregistreur de position des gouvernes. Tous ces appareils comportent l'enregistrement sur film par faisceau lumineux d'orientation commandée par l'instrument. Le film se déroule sous l'action d'un mouvement à vitesse constante et les divers films sont synchronisés entre eux par des repères lumineux périodiques.

L'*anémomètre* est du type à membrane ou capsule anéroïde déformable sous l'action des pressions dynamiques provenant d'une antenne anémométrique tubulaire.

L'*accéléromètre* est constitué par une lame d'acier à ressort dont une extrémité est libre de se déplacer, soit sous l'action de son poids, soit sous l'action d'une accélération agissant normalement au plan du ressort. La déflexion du ressort est transmise à un petit miroir qui réfléchit le rayon lumineux en amplifiant considérablement les fléchissements du ressort. Le mouvement du ressort est amorti par l'action électromagnétique sur un disque en aluminium qui vibre avec le ressort.

L'*enregistreur de vitesse angulaire* est constitué par un gyroscope électrique tournant à une vitesse constante de 10.000 tours-minute, monté sur un axe d'articulation perpendiculaire à son axe propre. Dans ces conditions, le mouvement de précession autour de l'axe d'articulation amène

une inclinaison du gyroscope. Toute vitesse angulaire correspondant à une rotation dans le plan des deux axes précités provoquera ce mouvement de précession. L'inclinaison du gyroscope est encore transmise par un miroir à un rayon lumineux, dont les déplacements s'inscrivent sur un film se déroulant à vitesse constante. Les mouvements du gyroscope sont amortis par un dashpot et la force de précession est équilibrée par des ressorts antagonistes.

Le gyroscope est soigneusement équilibré autour de son axe d'articulation de sorte qu'il ne peut se produire d'inclinaison sous l'action d'accéléérations linéaires, quelles que soient leurs directions.

*L'enregistreur de position des gouvernes* comporte un ensemble de trois tambours à rainure hélicoïdale, sur lesquels sont enroulées des cordes, qu'on relie convenablement aux organes de commande des gouvernes. La tension initiale des cordes est assurée par des ressorts spirales contenus à l'intérieur des tambours. Le mouvement de rotation de ceux-ci est transmis, par un mécanisme de leviers, à trois petits miroirs qui réfléchissent un rayon lumineux dont les déplacements sont enregistrés sur un film qui se déroule à vitesse constante.

L'analyse des résultats obtenus dans ces essais est très complexe, mais elle conduit à des enseignements intéressants. Ainsi, pour les rotations de l'avion autour des trois axes (roulis, tangage et gyration) on a observé que la vitesse et l'accélération angulaires maxima sont proportionnelles au déplacement des gouvernes et augmentent sensiblement comme la vitesse de vol.

Le temps nécessaire pour atteindre la vitesse angulaire maximum est constant pour un avion donné pour toutes les vitesses de vol et pour tous les déplacements des gouvernes. Le temps minimum nécessaire pour inverser la direction de marche d'un avion, par l'exécution d'un virage très serré, est un critère de sa manœuvrabilité générale.

Les expérimentateurs américains ont proposé de distinguer la signification précise des mots contrôlabilité et manœuvrabilité.

La contrôlabilité étant la grandeur du moment appliqué à l'avion pour un déplacement donné des gouvernes.

La manœuvrabilité étant le mouvement unitaire résultant de ce couple. Le coefficient de manœuvrabilité peut encore se définir : par le temps que met l'avion pour tourner d'un angle donné autour d'un de ses axes principaux, sous l'action d'un braquage défini de la gouverne correspondante.

Les essais précités permettraient donc de « chiffrer » ces caractéristiques importantes.

D'autres essais sont effectués pour caractériser la stabilité longitudinale d'un avion. Dans ce cas on enregistre les oscillations de l'avion préalablement dévié de sa position d'équilibre. Le retour à la position d'équilibre peut être ainsi étudié : soit avec gouvernail « libre », soit avec gouvernail bloqué.

Enfin, un très grand nombre d'essais ont été effectués pour mesurer les *accélérations linéaires* pendant les vols acrobatiques. Ces mesures sont du plus haut intérêt pratique parce qu'elles permettent de se rendre compte des

efforts maxima qui peuvent être appliqués à l'avion, pour que les réactions aérodynamiques équilibrent les forces d'inertie correspondant à ces accélérations.

En particulier, le redressement brusque d'un avion, après un vol piqué, fait naître des accélérations qui croissent très rapidement quand la vitesse du vol piqué augmente. Ainsi on a pu mesurer des accélérations allant jusqu'à  $8g$ , environ, sur un avion Fokker P W. VII, quand la vitesse

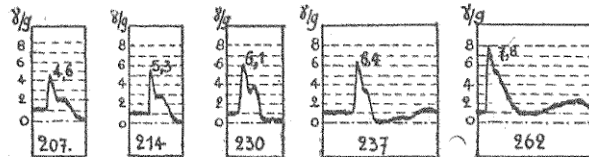


Fig. 91. — Graphique de l'accélération relative  $\frac{\gamma}{g}$  pour des « ressources » brutales, effectuées à des vitesses croissantes de vol piqué, depuis 207 km : h jusqu'à 262 km : h. L'accélération maximum passe de  $4,6g$  à  $7,8g$ .

du vol piqué est de l'ordre de 275 km. : h (fig. 91). De telles circonstances peuvent se produire dans le combat aérien.

D'ailleurs les résultats expérimentaux obtenus dans ces essais montrent que la valeur de l'accélération relative  $\gamma/g$  est liée à la vitesse par la relation simple :

$$\gamma/g = \frac{V^2}{(V_m)^2}$$

dans laquelle :  $V$ , est la vitesse du vol piqué et  $V_m$  la vitesse de vol qui correspondrait à l'angle de sustentation maximum des ailes sustentatrices. Cette vitesse minimum est donc calculable dès

qu'on a les caractéristiques aérodynamiques de l'avion.

Ces mesures des accélérations ont été faites également pour beaucoup d'autres manœuvres acrobatiques : loopings (fig. 92), tonneaux, vrille, renversement sur l'aile, etc. Il apparaît des résultats obtenus, qu'après la « ressource brutale »,

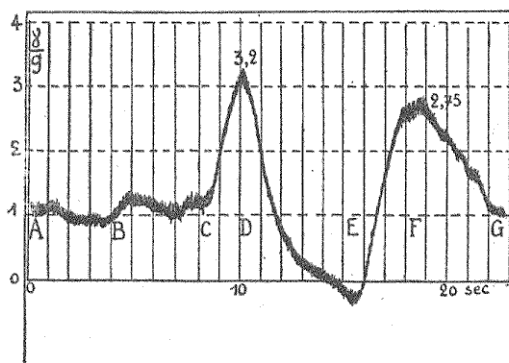


Fig. 92. — Graphique de l'accélération relative  $\frac{Y}{g}$  pendant un looping.

De A à B l'avion est en vol normal. De B à C vol piqué. En D l'avion est redressé rapidement, en E l'avion est au sommet de la boucle du looping. De E à F et G fin du looping et reprise du vol normal en G.

c'est le tonneau qui apporte les plus grands efforts d'inertie.

Nous terminerons cette question des essais en vol en mentionnant encore :

1° Les mesures des pressions et des dépressions dynamiques sur les ailes sustentatrices, sur les empennages, et éventuellement sur d'autres éléments de l'avion ;

2° Les mesures des vitesses aérodynamiques



au droit ou à proximité des éléments de l'avion, dans la zone perturbée par les hélices, etc.

3° Les mesures des efforts intérieurs entre divers éléments de l'avion, par exemple entre les ailes et leurs armatures, entre l'hélice et le moteur, etc.

Rentrent dans cette catégorie la mesure des efforts exercés par les gouvernes, c'est-à-dire les réactions de pilotage. Comme il a été dit, ces réactions correspondent aux « moments de charnière » des gouvernes mobiles. Au point de vue longitudinal ces mesures peuvent constituer un critère de la stabilité longitudinale statique.

On voit par ce rapide exposé que l'avion une fois réalisé peut constituer un laboratoire de recherches de la plus haute importance.

Les résultats qu'on retire de ces expérimentations ont l'immense avantage d'être relatifs à la machine aérienne en vraie grandeur et par suite mieux applicables aux conceptions nouvelles.

## L'AVIATION ACTUELLE

### § 1. — L'AVIATION MILITAIRE

La plus récente exposition d'aéronautique, c'est-à-dire le X<sup>e</sup> Salon de l'Aviation (décembre 1926) a montré nettement que l'industrie aéronautique actuelle fabrique essentiellement des avions militaires. Les neuf dixièmes de sa production sont consacrés aux commandes des États en vue des armements aériens.

Faute de pouvoir dire ici : ce que « sera » l'aviation militaire actuelle, il n'est pas sans intérêt de faire à ce sujet un petit retour en arrière et de rappeler ce qu'elle a été pendant la guerre.

En 1914 l'aviation militaire fut constituée par la mobilisation de tous les avions existants. Les 24 escadrilles ainsi formées n'avaient pas toutes une composition bien homogène au point de vue matériel, puisqu'il y avait environ 14 types différents d'avions en service aux armées. Les premiers aviateurs militaires furent méritants dans leur abnégation sans égale et ils purent démontrer au commandement, par la précision des renseignements qu'ils apportaient, tout l'intérêt des reconnaissances aériennes.

Bientôt on résolut d'unifier le matériel volant

de l'aviation militaire et l'on réduisit à quatre, les types d'avions en service aux armées. Ce furent : le Morane monoplane pour la chasse et la reconnaissance ; le Farman biplan pour la reconnaissance, le Caudron biplan pour les missions de corps d'armée et le Voisin biplan pour le bombardement. Ainsi fut organisée l'aviation militaire de 1915, que l'intensification des fabrications put ravitailler, tant pour les escadrilles anciennes, que pour les escadrilles nouvelles, dont le nombre s'accroissait sans cesse.

Désormais, l'historique de l'aviation militaire doit être poursuivi pour ce qui concerne chacune des grandes catégories suivantes :

Aviation de reconnaissance.

Aviation de chasse.

Aviation de bombardement.

a) *L'aviation de reconnaissance.* — En 1914, la reconnaissance stratégique de l'ennemi fut, en quelque sorte, la mission unique de toute l'aviation militaire. Mais bientôt, la guerre de mouvement ayant cessé, la reconnaissance stratégique va céder la place aux missions de photographie aérienne et de réglage de tir de l'artillerie.

Dès 1915 la prise des photographies, verticales et obliques, au-dessus des positions ennemies constituera le travail principal de l'aviation de reconnaissance. Grâce à ces documents on établira une carte à grande échelle, véritable plan directeur de la zone des opérations. Le renouvellement continu des photographies aériennes et leur examen comparatif permettra, fréquemment, de deviner les intentions de l'ennemi dans un avenir plus ou moins rapproché.

En même temps, la mission de réglage du tir

#### L'AVIATION ACTUELLE

de l'artillerie se précise et se perfectionne dans la liaison entre l'avion et les batteries. L'emploi de la T. S. F. assure désormais cette liaison sans confusion possible.

La mission de réglage du tir est alors étendue à l'artillerie lourde dont les objectifs sont plus lointains et moins visibles.

Enfin, au cours des attaques, les escadrilles de corps d'armée assuraient la liaison avec l'infanterie, photographiaient en « rase-mottes » les progrès de l'avance, détruisaient entre temps les ouvrages avancés : missions périlleuses et ingrates entre toutes.

On comprend sans peine que l'aviation de reconnaissance va amener la réaction de l'ennemi. L'apparition, en 1916, des avions de chasse Fokker, avec mitrailleuse tirant à travers l'hélice, montre, cruellement, l'inaptitude de nos avions de reconnaissance à se défendre contre l'attaque par l'arrière. La présence d'un groupe motopropulseur à l'arrière de leur poste interdit à nos aviateurs la riposte contre l'avion ennemi.

La nécessité de doter notre aviation de reconnaissance d'avions à moteurs placés en avant devient impérieuse. Mais de longs mois s'écouleront avant que les études et les fabrications de ce nouveau matériel aient permis de remplacer totalement les avions de reconnaissance à moteur arrière. Cependant les missions continueront à s'accomplir sous la protection immédiate de notre aviation de chasse.

L'arrivée au front d'un matériel plus perfectionné, possédant un moteur avant, avec tir à travers l'hélice et un poste d'observateur mitrailleur arrière, possédant en outre des perfor-

mances de vitesse et de plafond considérablement accrues, va permettre, en 1918, la reprise des reconnaissances stratégiques d'armée et de groupe d'armées. Pour les premières, on ira photographier le front ennemi jusqu'à 25 kilomètres en profondeur, et pour les secondes on ira jusqu'à 100 kilomètres en profondeur sur 150 kilomètres de longueur de front. Et la guerre de mouvement venant de se déclencher à nouveau : ces missions de reconnaissance stratégique constitueront le but essentiel de l'aviation correspondante jusqu'à la cessation des hostilités.

Le matériel volant utilisé par l'aviation de reconnaissance a donc évolué considérablement pendant la guerre et l'on peut résumer cette évolution par le tableau suivant qui contient les caractéristiques essentielles des avions ayant été effectivement utilisés sur le front jusqu'en novembre 1918.

Le nombre d'heures de marche restant voisin de 3, on voit que la vitesse maximum à 2.000 mètres passe de 100 km. : h. (1914) à 185 km. : h. (1918). En même temps, la charge utile (équipage, armement et équipement) passe de 160 kilogrammes à 310 kilogrammes (biplaces) ou 400 kilogrammes (triplaces), cependant que le plafond des derniers appareils est voisin de 6.000 mètres.

Bien entendu, d'autres avions étaient en essai à la cessation des hostilités et de nouveaux progrès étaient prévus avec les avions de remplacement. Sans nous attarder à ces appareils, ni à ceux qui leur succédèrent dans les années suivantes, nous mentionnerons seulement les caractéristi-

Époque moyenne de service effectif.	Désignation		Caractéristiques		Principales				Performances principales				Observations	
	Avion.	Moteur.	Cellule.	d'équipement.	d'utilisation.		Vitesses maxim.		Montée.	Altitude.				
					Charge utile kgs.	Combustible kgs/heures.	Charge totale kgs.	Poids total kgs.			en Km : h.			
Type.	Puissance.	Surface.										Temps.		
1914-15	<i>Morane</i> type L.	Rhone 80 CV.	Monoplan parasol 18 <sup>m</sup> , <sub>3</sub>	Biplace moteur <i>AV</i> .	162	123/4	285	680	115				2.000/16'	Charge utile faible pour un équipement de recon- naissance non straté- gique.
1914-15	Caudron type G 3.	Gnome 80. Clerget 80. <i>Rhone</i> 80.	Biplan 28 <sup>m</sup> , <sub>25</sub>	Biplace moteur <i>AR</i> .	175	115/4	290	730	115				2.000/20'	Ce fut l'avion des missions de corps d'armée.
1914-15	Farman MF. 14.	Rennault et de Dion 80 CV.	Biplan 52 <sup>m</sup> , <sub>15</sub>	Biplace moteur <i>AR</i> .	105	110/4	275	932	115				2.000/20'	Ce fut un avion de recon- naissance très estimé et utilisé occasionnelle- ment avec surcharge pour des bombes arde- ments.
1914-15	Farman MF. 14.	Rennault 130.	56 <sup>m</sup> , <sub>2</sub>	Biplace moteur <i>AR</i> .	215	140/3	375	1.155	128				2.000/13'	
1914-15	Voisin type IC.	Canton-Unné 100. Rennault 160.	Biplan 48 m <sup>2</sup>	Biplace moteur <i>AR</i> .	240	90/2,5	335	1.300		119			2.000/20'	Employé occasionnelle- ment.
1915	Nieuport type X.	Rhone 80.	Biplan 18 <sup>m</sup> , <sub>6</sub>	Biplace moteur <i>AV</i> .	167	85/2,5	250	600		137			2.000/10'	Charge utile faible pour équipement de recon- naissance non straté- gique.
1915	Morane type P.	Kuone 110.	Monoplan parasol 18 m <sup>2</sup>	Biplace moteur <i>AV</i> .	205	95/2,5	300	730		152			2.000/9'	Charge utile faible pour équipement de recon- naissance non straté- gique.
1915	Nieuport type XII.	Clerget 110. Clerget 130.	Biplan 22 m <sup>2</sup>	Biplace moteur <i>AV</i> .	180	120/3	300	825		140			2.000/15'	
1915-10	Nieuport type XII.		Biplan 22 m <sup>2</sup>	Biplace moteur <i>AV</i> .	215	110	325	875		147			2.000/11'	
1915-10	Farman type F. 40.	Rennault 130 CV.	Biplan 52 m <sup>2</sup>	Biplace moteur <i>AR</i> .	227	148/3	375	1.125		140			2.000/12'	Ce fut l'avion de recon- naissance en renom jusqu'à l'apparition des avions de chasse atta- quant par tir à travers l'hélice.
1915-10	Farman type F. 40.	Rennault 160 CV.	Biplan 52 m <sup>2</sup>	Biplace moteur <i>AR</i> .	260	115/3	375	1.125		135			2.000/15'	
1915-10	type F. 41.	Rennault 80 CV. A. M. 110 CV.	Biplan 49 <sup>m</sup> , <sub>5</sub>	Biplace moteur <i>AR</i> .	210	115/3	325	940		128			2.000/18'	
1915-10	Caudron type G 4.	2 Rhone 80 CV.	Biplan 43 <sup>m</sup> , <sub>5</sub>	Biplace <i>binoteur</i> .	245	80/3	500	1.235		125			2.000/14'	Cet avion peut comporter un blindage de 150 kilo- grammes pour les mis- sions à basses altitudes.
1910-17	Caudron type R 4.	2 Rennault 2 X 130 CV.	Biplan 70 m <sup>2</sup>	<i>triplace</i> 2 M. latéraux.	320	300/3	620	2.340	138	130	125		2.000/18'	Triplace de reconnais- sance avec mitrailleurs <i>AV</i> et <i>AR</i> .

ÉPOQUE moyenne de service effectif.	DÉSIGNATION		CARACTÉRISTIQUES		PRINCIPALES				PERFORMANCES PRINCIPALES				OBSERVATIONS	
	Avion.	Moteur.	Cellule.	d'équipement.	d'utilisation.			Vitesse maxima.			Montée.			
					Charge utile kgs.	Combustible kgs/heure.	Charge totale kgs.	Poids total kgs.	en Km : h.					
	Type.	Puissance.	Surface.						au sol	2 000	4 000	6 000	Altitude.	Temps.
1917	AR. I type I et II.	Renault 190-200.	Biplan 45 m <sup>2</sup>	Biplace moteur N.	285	140/2,6	425	1.250	148	145	130		2.000/11' 4.000/33	Premier avion à moteur N pour le remplacement des avions à moteurs K.
1917-18	Sopwith type I.	Clerget 130 CV.	Biplan 32 m <sup>2</sup>	Biplace moteur N.	280	120/2,2	400	920		159			2.000/11' 3.000/18'	Egalement avec moteur Clerget 145 CV et avec moteur Rhone 135 CV.
1917-18	Salmonson type 2.	Salmonson 270 CV.	Biplan 37 m <sup>2</sup>	Biplace moteur N.	310	200/2,75	510	1.272		186	175		2.000/11' 4.000/17,5 6.200/20	Modèle ensuite en type VII 38m <sup>2</sup> même charge, performances analogues.
1917-18	Caudron type G 6.	2 Rhone 110 CV.	Biplan 39m <sup>2</sup> ,7	Biplace 2 mot. latéraux.	326	174/1,75	500	1.440		151	136		2.000/11' 4.000/25 4.700/20	
1917-18	Letord type I.	2 Hispano 180 CV.	Biplan 61m <sup>2</sup> ,4	2. M. latéraux. <i>triplace</i>	405	238/3	643	1.900		148	135,5		2.000/12' 4.000/36 5.200/20	
	Letord type II et III.	2 Hispano ou 2 Lorraine 230 CV.	Biplan 62 m <sup>2</sup>	2 M. latéraux. <i>triplace</i>	405	370/3	775	2.400		157	145		2.000/10' 4.000/29	
1918	Breguet 14 A <sup>2</sup> .	Renault 300 CV.	Biplan 49 m <sup>2</sup>	Biplace moteur N.	310	216/2,75	526	1.540		183	173	100	2.000/8' 4.000/17,5	Egalement avec un moteur Fiat 300 CV.
1918	Spad type 11.	Hispano 230 CV.	Biplan 30 m <sup>2</sup>	Biplace moteur N.	255	120/2,5	375	1.050		181	168		2.000/7,5 4.000/17,5 6.300/20	Egalement avec un moteur Lorraine 250 CV (type XVI).
1918	Caudron type R 11.	2 Hispano 230 CV.	Biplan 54 m <sup>2</sup>	<i>triplace</i> 2 M. latéraux.	405	360/3	705	2.105		184	174		2.000/8 4.000/23 5.900/20	

QUELQUES AVIONS DE RECONNAISSANCE DE L'ÉPOQUE ACTUELLE											
1924-1926	Breguet 19 A <sup>2</sup> .	Lorraine 400 CV.	Sesquiplan 50 m <sup>2</sup>	Biplace moteur N.	450	358	808	2.020	210 300	2.000/7,5 4.000/19,5 6.700/20	Egalement avec moteur Lorraine 450 CV.
1924-1926	Potez 25 A <sup>2</sup> .	Lorraine 450.	Biplan 40 m <sup>2</sup>	Biplace moteur N.	450	338	788	1.958	216 208	7.400/20	
1924-1926	Caudron C. 101.	Hispano 450.	Biplan 42 m <sup>2</sup>	Biplace moteur N.	450	360	816	2.100	220 200	188 9.750/20	

## QUELQUES AVIONS DE RECONNAISSANCE

## SANCE DE L'ÉPOQUE ACTUELLE

1924-1926	Breguet 19 A <sup>2</sup> .	Lorraine 400 CV.	Sesquiplan 50 m <sup>2</sup>	Biplace moteur N.	450	338	808	2.020		210	200		2.000/7,5 4.000/19,5 6.700/20	Egalement avec moteur Lorraine 450 CV.
1924-1926	Potez 25 A <sup>2</sup> .	Lorraine 450.	Biplan 40 m <sup>2</sup>	Biplace moteur N.	450	338	788	1.958		216	208		7.400/20	
1924-1926	Caudron C. 101.	Hispano 450.	Biplan 42 m <sup>2</sup>	Biplace moteur N.	450	360	816	2.100		220	200	188	0.750/20	

#### *L'AVIATION ACTUELLE*

qu岸 essentielles et les performances de quelques avions de reconnaissance de l'époque présente. Nous avons ajouté ces indications au bas du tableau précédent et l'on voit que la vitesse maximum est en moyenne de 218 km. : h. avec charge utile de 450 kilogrammes et plafond voisin de 7.000 mètres.

L'évolution des performances ne saurait être aussi notable que celle observée pendant les années de guerre, cependant, cette évolution est continue. Les chiffres précédents ne sont pas uniquement redevables de l'augmentation de la puissance motrice à bord des avions de reconnaissance. Une partie des améliorations de vitesse et de plafond est imputable à des progrès sur les qualités aérodynamiques du planeur. Et ce n'est pas un fait négligeable ; car la limite du possible n'est pas, dans cet ordre d'idée, aussi maniable que celle de l'augmentation de puissance motrice.

L'équipement d'un avion de reconnaissance en vue des missions qu'il est appelé à effectuer est des plus complexes. L'agencement de ces divers équipements, à leur place respective, fréquemment simultanée, nécessite une ingéniosité de premier ordre, en raison de l'exiguïté des emplacements et des contraintes techniques d'utilisation de l'équipement.

L'appareil photographique de 0<sup>m</sup>,50 à 1 mètre de foyer doit pouvoir fonctionner en position verticale et en position oblique. Les postes d'émission et de réception en T. S. F. constituent aussi un appareillage lourd, délicat, avec des accessoires multiples. Les lance-bombes occupent leur place en permanence et leur encombrement est



loin d'être négligeable. Si l'on ajoute à cet équipement de travail technique : l'armement supérieur avec tourelle pour une ou deux mitrailleuses, l'armement inférieur pour le tir en retraite, les approvisionnements en cartouches (disques ou bandes), le poste de double commande, les appareils de visée pour le bombardement, le poste d'inhalation d'oxygène, les instruments de bord, etc., on comprendra sans peine : que l'art d'aménager, en leur bonne place, les équipements et armements de l'observateur d'un avion de reconnaissance, ne le cède en rien, comme difficultés techniques, à l'art de construire un paquebot.

Le poste principal de pilotage, avec les multiples instruments de bord, les leviers de commande de l'avion, les manettes de réglage du moteur, le porte-carte, le compas, les extincteurs d'incendie, le poste d'inhalation d'oxygène, pose les mêmes problèmes que pour le poste de l'observateur.

Ajoutons enfin, pour tout l'équipage : l'habillement en effets chauffant électriquement, le parachute individuel, que le pliage le plus savant ne réduit jamais à un volume assez petit, le masque d'inhalation d'oxygène, également à réchauffage.

Le progrès actuel s'étend sur toutes ces questions et aussi sur le groupe motopropulseur. Ce progrès et cette complexité formidable de l'avion de reconnaissance moderne nous imposent de rendre hommage aux aviateurs de reconnaissance, qui en furent les animateurs et qui accomplirent cependant leur mission pendant de longues années, sans les facilités et la sécurité qu'apporte le matériel volant actuellement perfectionné en ses plus minimes détails.



Époque moyenne de service	DÉSIGNATION		CARACTÉRISTIQUES		PRINCIPALES				PERFORMANCES PRINCIPALES				OBSERVATIONS	
	Avion.	Moteur.	Cellule	d'équipement.	d'utilisation.		Vitesses maxima.			Montée.				
					Charge utile kgs.	Combustible kgs/heure.	Charge totale kgs.	Poids total kgs.	en Km : h.					
	Type.	Puissance.	Surface.						au sol	à 2.000	à 4.000	à 6.000	Altitude. Temps.	
1917-18	Spad type XIII.	Hispano 200 CV.	Biplan 20 m <sup>2</sup>	Monoplace moteur AV.	145	110	255	825	208	200	200		2.000/5' 4.000/13' 5.000/20' 6.500/20' 7.000/20'	Ce fut le premier avion de chasse avec deux mitrailleuses tirant à travers l'hélice.
1918	Spad type XIII.	Hispano 200 CV. surcomprimé.	Biplan 20 m <sup>2</sup>	Monoplace moteur AV.	145	110	255	856	218	210				
1918	Hanriot type 3.	Canton-Unanè 260 CV.	Biplan 25 m <sup>2</sup> 5	Monoplace moteur AV.	302	125/2	427	1.184	200	190			2.000/7' 4.000/19' 5.900/20'	

QUELQUES AVIONS DE CHASSE														
	Loire. Gourdou. Lesseure 32 — C <sub>1</sub> .	Jupiter 420 CV.	Monoplan 25 m <sup>2</sup>	Monoplace moteur AV.	280	285	565	1.370	250	247	242	235	5.000/12' 8.000/31' 9.700/20'	
	Nieuport-Delage. 42 — C <sub>1</sub> .	Hispano 500 CV.	Sesquiplan 37 m <sup>2</sup> 25	Monoplace moteur AV.	280	320	600	1.808	266	266	205	250	7.000/26' 8.400/20'	
	Nieuport-Delage. 48 C <sub>1</sub> .	Hispano 400 CV.	Sesquiplan 19 m <sup>2</sup> 54	Monoplace moteur AV.	98	160	258	1.290	275	272	263	250	6.000/27'	
	Dewoitine D. 21.	Hispano 500 CV.	Monoplan 25 m <sup>2</sup>	Monoplace moteur AV.	250	250	500	1.590	267	262	254		5.000/11' 5 9.000/20'	
	D. 19.	Hispano 400 CV.	Monoplan 20 m <sup>2</sup>	Monoplace moteur AV.	170	180	350	1.300	265	262	254		9.000/20'	

DE L'ÉPOQUE ACTUELLE														

#### L'AVIATION ACTUELLE

b) *L'aviation de chasse.* — L'historique de l'aviation de chasse devrait être une épopée renouvelée des temps antiques. En 1914, avec des armes quelconques emportées à bord, sans trop de conviction, on crée le combat aérien. Ces combats constituent néanmoins l'apanage glorieux et souvent mortel de quelques spécialistes aux noms illustres. L'aviateur Garros, précurseur du tir mitrailleur à travers l'hélice, est en tête de ce mouvement. L'aviation de chasse est ainsi enfantée par l'audace du combattant, mais le matériel volant qui serait nécessaire à cette mission est extrêmement réduit. Après le Morane, les Nieuport type X, à moteur Rhone 80, vont permettre la création des premières escadrilles de chasse.

Cependant que s'élabore la technique délicate du tir à travers l'hélice, des mitrailleuses Lewis, avec tambour de 47 cartouches, vont être utilisées. C'est déjà un progrès sur le fusil mitrailleur ; et la bataille de Verdun voit naître ainsi : les premiers groupements des virtuoses du combat aérien.

L'organisation et la tactique de l'aviation de chasse datent de cette époque, tragique entre toutes pour notre aviation de reconnaissance, impuissante à se défendre par un tir en retraite, contre l'attaque des avions de chasse ennemis.

Désormais l'aviation de chasse, concentrée sur le front d'attaque, protégera nos missions de reconnaissance en interdisant celles de l'ennemi.

Des virtuoses, des as, des chefs et bientôt un avion de chasse de tout premier ordre (le SPAD VII à moteur Hispano 150 CV) vont donner à notre aviation de chasse une vigueur et une suprématie sans défaillance.

Mais tout ceci n'est obtenu qu'en adaptant

constamment l'organisation de cette aviation aux conditions tactiques de la grande bataille terrestre et aérienne. On forme ainsi, après les groupes d'escadrilles de 1916-17, des *groupes dits de combat* et des *escadres de combat* formées de la réunion de trois groupes (200 avions).

Entre temps, les aviateurs de chasse se sont adaptés aux avions SPAD qui leur serviront désormais presque exclusivement.

D'ailleurs, les missions confiées à l'aviation de chasse ont notablement évolué depuis l'époque des combats aériens individuels! Désormais, à temps prescrit, le commandement demande que soit accompli un « balayage » du ciel : laissant à notre aviation de reconnaissance une route libre, et supprimant l'œil aérien de l'ennemi. Une telle mission demande l'action de groupements d'avions de chasse, qui interviendront, à l'occasion ou par la suite, contre toute réaction de l'aviation ennemie.

Et à nouveau, la guerre de mouvement appelle l'aviation de chasse à des actions massives de balayage, de protection, et de destructions de toutes formations vulnérables.

Le tableau précédent contient les caractéristiques des principaux avions de chasse utilisés effectivement pendant la guerre. Les progrès en ce qui concerne les performances sont appréciables, puisque la vitesse maximum à 4.000 mètres passe de 100 kilomètres-heure environ, à 210 kilomètres-heure, cependant que le plafond s'élève à 7.000 mètres. La puissance du moteur intervient notablement en cette évolution. Mais, entre temps, l'armement dérisoire de l'aviation de chasse naissante a fait des progrès formidables et

#### L'AVIATION ACTUELLE

aussi, la tactique d'emploi s'est adaptée aux circonstances souvent évolutives de la guerre moderne.

En complément de cette documentation nous avons ajouté au tableau les caractéristiques essentielles de quelques avions de chasse modernes. On voit que les vitesses maxima à 4.000 mètres atteignent couramment 260 kilomètres-heure et le plafond s'élève au moins à 9.000 mètres. Mais la puissance motrice atteint 500 chevaux.

c) *L'aviation de bombardement.* — L'intérêt du bombardement aérien est apparu dès le début de la guerre ; mais l'équipement des avions de reconnaissance, en vue du bombardement, fut très précaire à cette époque. On ne possédait en effet : ni appareil de visée, ni lance-bombes, ni projectiles spéciaux.

Dès l'année 1915 on organisa des groupes de bombardement composés de trois escadrilles et les avions furent mieux appropriés à leur mission. L'aviation de bombardement connut alors des succès retentissants. Cependant les missions réservées à cette aviation, pour être utiles selon la tactique de l'époque, doivent presque toujours être lointaines. Par ruse, on peut passer les lignes ennemies et pénétrer plus loin en partant de nuit, risque certain, mais connu. Le retour, après l'exécution du bombardement, dans la canonnade des défenses anti-aériennes, sera toujours périlleux, car les distances à parcourir sont grandes et l'aviation de chasse ennemie, alertée, s'embusque en tous les coins du ciel à parcourir.

Cependant ces aviateurs et ces chefs ont créé ainsi l'aviation de bombardement qui, une fois la

crise passée, reprendra son rôle intégral et fréquemment décisif.

On organise fin 1915 un concours d'avions puissants, en vue d'obtenir un avion de bombardement prototype, capable d'assurer le programme de destruction des usines de guerre ennemies, programme adopté par le commandement. Il faut pour cela : un avion susceptible d'emporter 300 kilogrammes de bombes, à une vitesse supérieure à 120 kilomètres-heure à 2.000 mètres et dans un rayon d'action de 600 kilomètres. Des types d'avions très divers furent présentés à ce concours. Seuls, les Bréguet type SN<sub>3</sub> et le Schmidt exécutèrent les épreuves imposées, qui comportaient, en particulier, un parcours de 600 kilomètres à une altitude de 2.000 mètres.

L'un de ces avions : le Schmidt, était à *moteur avant* ; ses performances (voir le tableau) n'étaient pas bien inférieures à celles du Bréguet, et elles auraient pu être améliorées. Malheureusement, la théorie du « balcon complet » était, à ce moment, celle des utilisateurs et seul, l'avion à moteur arrière la réalisait. C'est ainsi que les avions de bombardement adoptés à la suite de ce concours, devaient être voués à l'impuissance, comme l'aviation de reconnaissance, lors de la réaction, en 1916, de l'aviation de chasse ennemie.

Un deuxième concours d'avions puissants fut organisé de ce fait à la fin de 1916. Le but de ce deuxième concours était d'obtenir des avions munis au moins de deux moteurs, avec mitrailleurs avant et arrière, emportant 300 kilogrammes de bombes, à une vitesse de 140 kilomètres-heure à 2.000 mètres et avec un rayon d'action de 600 à 700 kilomètres.

#### L'AVIATION ACTUELLE

Dans les délais prévus par le concours, deux avions : le SPAD et le Morane, bimoteurs Renault 220 chevaux, exécutèrent les épreuves du concours qui comportaient, en particulier, le parcours de 600 kilomètres, sans escale, et à 2.000 mètres d'altitude.

Au moment où ces avions furent expérimentés aux armées : on reconnut que leur vitesse était insuffisante pour le bombardement de jour. Il semble que ces mêmes avions, et quelques autres du concours, auraient pu constituer d'excellents prototypes : pour le *bombardement de nuit*.

En fait, la crise de l'aviation de bombardement de jour se continua jusqu'à l'apparition de l'avion Bréguet 14 B<sup>3</sup> (voir tableau III), à la fin de l'année 1917. Une collaboration étroite s'établit entre cette aviation et l'aviation de chasse et le groupement de ces deux aviations réunit une puissance offensive aérienne formidable, mais nécessite toute une organisation matérielle adéquate.

L'évolution de la bataille terrestre dicte alors des missions de bombardements intensifs sur les troupes ennemies, objectifs relativement moins éloignés, que ceux imposés par les destructions d'usines en pays ennemis. L'aviation de bombardement de jour vécut des heures de gloire et d'activité fébrile dans les derniers mois de cette guerre.

Cependant, l'aviation de bombardement de nuit attendait un matériel « gros porteur » dont les prototypes impressionnants existaient déjà. Ces prototypes n'étaient que l'agrandissement pur et simple des avions bimoteurs du concours des avions puissants de 1916. On avait oublié :



la possibilité d'utiliser, dans ces missions de bombardement de nuit, les avions de cette époque déjà lointaine. On les eut retrouvés en 1918, sous des formes plus perfectionnées et tout au moins, avec l'amélioration de performances inhérente à l'augmentation de puissance des moteurs disponibles.

L'aviation ennemie ne disposait pas d'un matériel nettement supérieur aux prototypes de 1916, lorsqu'elle entreprit ses bombardements de nuit sur toutes les villes avoisinant le front. L'effet moral de ces bombardements fut souvent plus important que l'effet matériel, lequel ne fut pas toujours négligeable.

Les prototypes « impressionnants » de ces avions « gros porteurs », nés trop tard pour accomplir effectivement leur rôle, donnèrent naissance, « par compensation », à des avions de transport intéressants.

Comme précédemment, le tableau contient les caractéristiques des principaux avions de bombardement utilisés effectivement pendant la guerre. Au point de vue de la charge emportée : on est passé de 100 à plus de 500 kilogrammes de bombes, avec un rayon d'action sans cesse accru, une défense mieux assurée et des performances de montée et de vitesse comparables à celles des avions de reconnaissance, pour ce qui concerne l'avion de bombardement de jour : Bréguet 14 B<sup>2</sup>.

Nous y avons ajouté les caractéristiques de quelques avions de bombardement de l'époque actuelle. On voit que les charges totales emportées se sont accrues notablement, mais les puissances motrices ayant doublé (ou même quadru-

ÉPOQUE moyenne de service.	DÉSIGNATION			CARACTÉRISTIQUES				PRINCIPALES					PERFORMANCES PRINCIPALES				OBSERVATIONS
	Avion.	Moteur.	Puisissance.	Cellule.	d'équipement.	d'utilisation.			Vitesses maxima.			Montée.					
						Charge utile kgs.	Combustible kgs.	Charge totale kgs.	Poids total kgs.	Sol.	2.000		4.000	6.000	Altitude. Temps.		
1914-15	Voisin type LA	Canton-Unné 130, 140, 150 CV.	Biplan 49 <sup>m²</sup> , 65	Biplane moteur AR.	237 163/4	400	1.370	112	103'				2.000/23'				
1914-15	Bréguet type BUM.	Canton-Unné 220 CV.	Biplan 70 <sup>m²</sup> , 5	Biplane moteur AR.	455 345/6	800	2.115	124					2.000/40'				
1915	Bréguet type BLM.	Renault 220 CV.	Biplan 70 <sup>m²</sup> , 5	Biplane moteur AR.	455 345/6	800	2.142	128					2.000/27'				
1915	Farman MF 14.	Renault 80 CV.	Biplan 52 <sup>m²</sup> , 15	Biplane moteur AR.	218 232/7	450	1.100	116					2.000/30'	Avion de reconnaissance surchargé pour les bom- bardements.			
1915	Bréguet type SN 3.	Renault 220 CV.	Biplan 54 m²	Biplane moteur AR.	450 350/6	800	2.150		135				2.000/28'	Concours n° 1 des avions puissants-prototypé des Bréguets Michelin.			
1916	Bréguet type BM IV.	Renault 220-240 CV.	Biplan 66 <sup>m²</sup> , 8	Biplane moteur AR.	377 300/5	677	2.112		130				2.000/22' 3.000/45' 3.900/20'	Avion-type des Escadrilles Bréguets Michelin.			
1916	Bréguet type V.	Renault 220-240.	Biplan 58 <sup>m²</sup> , 7	Biplane moteur AR.	377 300/5	677	2.071	142	137				2.000/22' 3.000/50'	Avion dérivé du type SN3.			
1916-17	Schmidt type VI.	Renault 220 CV.	Biplan 59 <sup>m²</sup> , 7	Biplane moteur AV.	375 300/5	675	1.975		125				2.000/19' 4.000/20'	Concours n° 1 des avions puissants.			
1917	Caproni REP.	1 CU, 150 CV. 2 Rh. 80 CV.	Biplan 100 m²	Biplane moteur AR.	275 725/7	1.000	2.900	120					2.000/26'	Enr aussi employé avec 3 moteurs AM, 110 CV et avec 1 CU, 150 et 2 AM, 110 CV.			
1916-17	Voisin IBP.	Peugeot 210 CV.	Biplan 63 m²	Biplane moteur AR.	340 210/5	550	1.800		118,5	105			2.000/17' 3.000/35'				
1917-18	Voisin IBP.	Renault 300.	Biplan 63 m²	Biplane moteur AR.	340 210/5	550	1.800		125	115			2.000/14',5 4.000/50'				

ÉPOQUE moyenne de service.	DÉSIGNATION		CARACTÉRISTIQUES		PRINCIPALES				PERFORMANCES PRINCIPALES				OBSERVATIONS
	Avion.	Moteur.	Cellule.	d'équipement.	d'utilisation.		Vitesses maxima.		Montée.				
	Type.	Puissance.	Surface.		Charge utile kgs.	Combustible kgs.	Charge totale kgs.	Poids total kgs.	Sol.	2.000	4.000	6.000	Altitude. Temps.
1918	Farman R. 50.	2 Lorraine 220-260.	Biplan 95 m <sup>2</sup> , 4	Biplane 2 m. latéraux.	750	550/4,15	1.300	3.116	145	125			2.000/12' 4.000/45' 4.200/∞
1918	Caproni 2. Bn 2.	3 Isotta 3 × 180 CV.	Biplan 92 m <sup>2</sup>	Biplane 1 m. AR.	645	855/5	1.500	3.970	135	125			2.000/24' 4.000/60'
1918	Breguet 14 B 2.	Renault 300 CV.	Biplan 52 m <sup>2</sup>	Biplane 1 m. AV.	514	216/3,5	730	1.766	177	165			2.000/9,5' 4.000/26' 5.200/∞
1918	Caudron 23 Bn 2.	2. C. U 2 × 250.	Biplan 105 m <sup>2</sup>	Biplane 2 m. latéraux.	1.130	700/6	1.850	4.200	140				2.000/21' 3.000/38' 3.500/∞

QUELQUES AVIONS DE BOMBARDEMENT DE L'ÉPOQUE ACTUELLE													
	Farman Goliath 100 BN 2.	2 Farman 500 CV.	Biplan 200 m <sup>2</sup>	Quadruplane 2 m. latéraux.	2.000	1.000	3.000	7.000	186	182	162	2.000/11' 4.000/30'	Bombardement de nuit.
	Lioré et Olivier. LEO 20.	2 Jupiter 420 CV.	Biplan 105 m <sup>2</sup>	Triplane 2 m. latéraux.	1.450	750	2.200	4.800	196			1.000/5' 3.000/18' 5.000/70'	Bombardement de nuit.
	Amyot 120 B 3.	1 Lorraine 650 CV.	Biplan 95 m <sup>2</sup>	Biplane 1 m. AV.	1.000	630	1.630	3.960	220	215	205	2.000/11' 4.000/29'	Bombardement de jour.
	Farman Super-goliath type 140.	4 Farman 500 CV.	Biplan 281 m <sup>2</sup> , 50	Quadruplane 4 m. latéraux.	2.500	2.000	4.500	11.792	182	168	154	2.000/10' 4.000/26' 5.000/41'	Bombardement de nuit (très gros porteur).

#### L'AVIATION ACTUELLE

plé) la charge en combustible nécessaire, pour une même durée de vol, doit être de même doublée (ou quadruplée). Le rayon d'action serait alors augmenté proportionnellement aux performances de vitesse. Le super-Goliath détient d'ailleurs les records mondiaux de durée et d'altitude avec 4.000 kilogrammes de charge utile (5.000 mètres en 1 h. 15 environ).

*Remarque 1.* — Ce qui précède, pour les trois grandes catégories d'avions militaires, montre qu'en temps de guerre : un matériel aérien est rapidement « démodé » parce que « surpassé », ou « inapte » à l'exécution des missions qu'impose la guerre terrestre. L'aviation militaire d'une époque est essentiellement éphémère dans son matériel volant.

Même après une dizaine d'années passées on ne saurait oublier le spectacle d'une évolution quasi-mensuelle de l'aviation militaire en activité de service de guerre.

L'aviation militaire de toutes catégories (il s'en crée de nouvelles à mesure qu'évolue le concept de la guerre future, possible) ne saurait donc être caractérisée par le matériel volant qu'elle utilise ou qu'elle prévoit d'utiliser, à une époque donnée.

L'aviation militaire doit avoir des avions répondant aux programmes du moment, mais elle est inséparable de son « histoire » qui lui enseigne l'évolution rapide des programmes, et par suite des avions, en période d'utilisation effective.

C'est pourquoi nous avons pensé qu'il était intéressant en cette question d'aviation militaire, de donner à « l'histoire », et à l'évolution correspondante, une part plus notable qu'à l'exposé

technique (non confidentiel) de « l'état actuel » de cette aviation : essentiellement évolutive.

*Remarque 2.* — L'évolution « forcée » de l'aviation militaire, en utilisation effective, provient tout d'abord des demandes du commandement aéronautique aux armées. Instruit par les rudes leçons de la bataille terrestre et aérienne, sous la profonde et constante impulsion de la volonté de vaincre, ce commandement établit périodiquement les programmes de l'aviation militaire du lendemain, avec la collaboration des chefs compétents des diverses catégories d'aviation militaire. Les directives des programmes ainsi élaborés sollicitent ou exigent, non seulement de nouvelles performances de plafond, de vitesses, de rayon d'action, et de « charge militaire » emportée, mais encore : elles précisent l'équipement et l'armement correspondant à ces diverses catégories. Il arrive que des desiderata ainsi exprimés sont irréalisables à l'époque qui les voit naître ; ils sont toujours à retenir, car ceux qui les expriment, préoccupés de la bataille quotidienne, ne peuvent tenir un compte exact des possibilités techniques et industrielles de réalisation.

Celles-ci imposent aux services techniques de l'arrière, de coordonner les demandes et les possibilités, rôle ingrat et décevant parfois. Un contact, suffisamment fréquent, doit donc s'établir entre les « demandeurs » et les « réalisateurs » qui ordonnent aux « fournisseurs ». Ces derniers produisent leurs projets, d'après le programme remanié et discuté : par collaboration entre les services de l'avant et les techniciens de l'arrière. Les projets examinés par une commission com-

## L'AVIATION ACTUELLE

pétente donneront naissance aux commandes d'avions prototypes.

### § 2. — L'AVIATION MARITIME

L'aviation militaire maritime utilise principalement des *hydravions* et des *avions marins*. Les hydravions sont constitués pour pouvoir prendre leur envol sur la mer et y revenir, ils possèdent à cet effet : soit une coque-fuselage, soit des flotteurs. Dans ce dernier cas, l'hydravion est fréquemment constitué par un type d'avion terrestre, dont le train d'atterrissage avec roues est simplement remplacé par un système de flotteurs, munis d'un redan à la partie inférieure.

Le problème de l'envol et de l'amerrissage d'un hydravion est une question très délicate. Pendant l'envol, la réaction hydrodynamique sur la face inférieure de la coque ou des flotteurs produit un déjaugage, qui augmente avec la vitesse de translation, jusqu'à ce que l'hydravion soit amené à « hydroplaner » sur le redan inférieur, avec une très faible surface de contact avec l'eau. A ce moment la vitesse augmente encore et la part de sustentation due aux réactions aérodynamiques sur la voilure devient prépondérante jusqu'à produire l'envol. Ces phénomènes sont considérablement perturbés quand la mer est agitée et le choix des formes et proportions à donner aux coques et aux flotteurs nécessite une grande pratique. A l'amerrissage la face inférieure de la coque est amenée au contact de l'eau à une vitesse notable. Il en résulte des efforts hydrodynamiques qui peuvent être considérables, ce qui nécessite un renforcement et par suite un alour-

dissement de ces organes. Enfin l'hydravion doit être capable de « tenir la mer » par temps agité et notamment de pouvoir y être remorqué.

Une autre difficulté de l'hydravion provient de la nécessité d'éloigner le groupe motopropulseur au-dessus de la coque. Il en résulte que l'axe de traction de l'hélice passe notablement au-dessus du centre de gravité. Le couple « piqueur » correspondant doit être compensé par un couple « cabreur » d'égale intensité. On obtient généralement ce dernier par les réactions aérodynamiques sur les empennages ou par un centrage spécial, tenant compte de la réaction du souffle de l'hélice sur les empennages. Dans ce dernier cas, si le moteur vient à s'arrêter, le couple cabreur et le couple piqueur diminuent simultanément et l'équilibre de l'hydravion n'est pas modifié, il pourra se mettre en descente planée sans difficulté.

L'étude aérodynamique de l'hydravion doit procéder des mêmes principes que pour l'avion terrestre en ce qui concerne l'amélioration des voilures sustentatrices et des coques. Pour ces dernières s'ajoutent les considérations de tenue à la mer, d'envol et d'amerrissage. Des progrès notables semblent avoir été réalisés dans ces dernières années en ce qui concerne les formes des hydravions. L'emploi de voilures monoplanes à profil épais, la réduction des armatures, etc., ont déjà modifié profondément la silhouette des hydravions.

Parallèlement à ces progrès on a réalisé des hydravions de gros tonnage, multi-moteurs. Nous citerons, dans cet ordre d'idée, l'hydravion géant construit par la Société des Chantiers et

#### L'AVIATION ACTUELLE

Ateliers de Saint-Nazaire-Penhoet, sur les données de M. Richard. Cet appareil est constitué par une aile monoplane épaisse, sans haubans, une coque centrale empennée et des flotteurs latéraux. La surface portante de l'aile est d'environ 275 mètres carrés avec une envergure de 39 mètres. L'épaisseur relative maximum du profil étant de 20 p. 100, la hauteur de l'aile à l'encastrement sur la coque est de 1<sup>m</sup>,80 pour 9 mètres de longueur de corde. Aux extrémités de l'envergure la corde mesure 5 mètres : soit une hauteur maximum de 1 mètre. L'aile est en bois avec armatures d'acier. Les groupes motopropulseurs sont au nombre de cinq : un groupe central et deux paires de groupes latéraux montés en avant du bord d'attaque de l'aile, dans la portion comprise entre les flotteurs latéraux. Les groupes les plus écartés sont ainsi à 5<sup>m</sup>,70 de part et d'autre du groupe central. La puissance motrice totale est de 2.100 chevaux (5 moteurs Jupiter de 420 chevaux). Le poids à vide est de 12.500 kilogrammes. La charge emportée aux essais a été de 5.500 environ, soit un poids total de 18 tonnes environ.

L'aviation maritime militaire utilise en outre des avions dits : avions marins, susceptibles d'amerrir et de se maintenir en flottaison, par l'emploi d'un fuselage étanche. L'amerrissage doit être préparé en vol par largage du train d'atterrissage et arrêt complet du groupe motopropulseur.

Citons enfin les hydravions et avions de bord susceptibles d'être logés dans les navires de guerre de toutes catégories, voire même dans des sous-marins. La question de l'envol à partir du navire peut se faire par mise à la mer, par lan-



cement avec une catapulte, et enfin par aménagement spécial du navire porte-avion. Cet aménagement consiste en une plate-forme de roulement qui est munie de dispositifs de freinage en vue d'amortir la vitesse à l'atterrissage. Cette dernière manœuvre est des plus délicate en raison des remous produits à l'arrière du navire, principalement quand la direction de navigation est par vent de travers. Aussi l'adaptation de dispositifs haut-sustentateurs et de manœuvrabilité latérale aux faibles vitesses est-elle prévue pour les avions destinés à exécuter ces manœuvres.

### § 3. — L'AVIATION COMMERCIALE ET L'AVIATION CIVILE

Aussitôt après la guerre, l'aviation de transport public utilise les avions gros porteurs de bombardement de nuit, dont les fuselages sont aménagés en cabines pour les passagers. Ainsi, du jour au lendemain, le matériel volant nécessaire aux exploitations commerciales est adapté, sinon complètement, tout au moins d'une façon acceptable. La sécurité de fonctionnement des moteurs est la préoccupation principale.

En même temps le service de la Navigation aérienne créé au sous-secrétariat d'Etat de l'aéronautique organise l'infra-structure des lignes aériennes. L'aéroport du Bourget surgit de terre avec ses hangars spacieux, ses bureaux administratifs et son service médical.

Cet effort considérable soutenu pendant les années suivantes a permis l'établissement définitif des principales lignes aériennes françaises : Paris-Londres ; Paris-Bruxelles-Amsterdam, Paris-Prague-Varsovie, Paris-Prague-Bucarest-

## QUELQUES AVIONS COMMERCE

## CLAUDE DE L'ÉPOQUE ACTUELLE

DÉSIGNATION			CARACTÉRISTIQUES PRINCIPALES					PERFORMANCES PRINCIPALES				OBSERVATIONS
Avion. Type.	Moteur. Puissance.	Cellule. Surface.	d'équipement.	d'utilisation.			Poids total.	Vitesses maxima.			Montée. Altitude. Temps.	
				Charge utile.	Combustible.	Charge totale.		2.000	3.000			
Farman Goliath.	2 Salomonson 2 × 260 CV.	Biplan.	12 passagers.	»	»	2.500	5.000	156	»	»	»	
Farman Jabiru F. 3.	4 Hispano 4 × 180 CV.	Monoplan 81 m <sup>2</sup>	8 passagers.	1.035	735	1.775	5.220	208	»	»	1.000/6'	Gagnant du 4 <sup>e</sup> Grand Prix des avions de transport de 1924.
Farman Jabiru.	2 Lorraine 2 × 400	Monoplan 81 m <sup>2</sup>	12 passagers.	»	»	2.000	5.200	205	200	»	»	
Farman Jabiru 170.	1 Farman 500 CV.	Monoplan 52 m <sup>2</sup>	»	»	»	1.400	3.320	200	»	»	4.300/∞	
Spad 33	1 Salomonson 260 CV	Biplan.	»	»	»	1.000	2.000	180	»	»	»	
Spad 46 et 56.	1 Lorraine ou 1 Jupiter 400 CV.	Biplan 47 m <sup>2</sup>	5 ou 6 passagers.	600	450	1.050	2.330	200	»	»	4.000/45'	
Blériot 165	2 Renault 2 × 450 CV.	Biplan 119 m <sup>2</sup>	12 passagers.	1.600	750	2.350	5.450	180	»	»	»	
Lioré Léo 21	2 Jupiter 2 × 420 CV.	Biplan 106 m <sup>2</sup>	12 passagers.	1.450	550	2.000	4.000	205	200	197	2.000/9'	
Caudron C 51 bis	1 Hispano 180 2 Salomonson 260 (700 CV.)	Biplan	9 passagers.	»	»	1.970	4.834	160	»	»	»	
Latecoère type 15	2 Lorraine 2 × 275	Monoplan 54 m <sup>2</sup>	6 passagers.	1.280	370	1.650	3.500	175	»	»	4.000/∞	Avion de transport et avion postal.
Id. type 17	1 Jupiter 420 CV.	Monoplan 37 m <sup>2</sup>	5 passagers.	»	»	1.317	2.724	175	»	»	4.000/60'	Avion de transport et avion postal.

#### L'AVIATION ACTUELLE

Constantinople-Angora et, plus récemment : Paris-Berlin. Il faut ajouter à ces itinéraires ceux des lignes Latécoère : Toulouse-Casablanca-Dakar, Toulouse-Marseille-Alger et les lignes de l'Aéronavale : Saint-Raphaël-Corse-Tunisie.

Actuellement on envisage les prolongements intercontinentaux tels que France-Maroc-Amérique du Sud.

La poste aérienne a été une des principales ressources de l'aviation commerciale et il faut reconnaître le gain de temps considérable dans l'acheminement par poste aérienne pour les communications lointaines telles que France-Maroc, par exemple. Mais parallèlement les déplacements par avion sont de plus en plus fréquents ainsi qu'en témoigne l'accroissement continu du trafic dans notre grand aéroport du Bourget. Il n'est pas de spectacle plus intéressant et plus moderne que celui offert à tout venant par l'activité de cet aéroport par une belle journée d'été. « L'affichage » des arrivées et des départs, avec toutes mentions intéressantes, concernant « le fret » retient tout d'abord l'attention. Puis le spectateur peut aller « contrôler » la régularité de l'horaire annoncé. Il emportera de cet examen une impression profonde et la conviction, s'il ne l'avait pas, que la locomotion aérienne est effectivement entrée dans les mœurs modernes.

Le matériel volant des compagnies de transport s'est amélioré notablement. Le tableau précédent donne les caractéristiques essentielles de quelques avions actuellement en service. L'emploi d'avions multimoteurs semble devoir se généraliser dans un avenir prochain. Il semble désirable, également, que la construction s'oriente vers la réalisa-

tion d'avions entièrement métalliques, pouvant séjourner à l'extérieur, aisément démontables et réparables par ensembles interchangeables.

Une autre application importante de l'aviation commerciale est la photographie aérienne en vue de l'établissement des plans cadastraux, des cartes, etc. Toute une technique a été créée pour l'utilisation des documents de photo aérienne et pour la prise rapide et précise de ces documents.

#### § 4. — RECORDS DIVERS DE L'ÉPOQUE ACTUELLE.

Les « records » représentent, en quelque sorte, l'effet maximum que peut donner l'aviation d'une époque, dans diverses conditions d'utilisation. Ils sont intéressants à consulter pour l'enseignement qui se déduit de leur évolution et pour situer les progrès techniques les plus raffinés dans la conception et la réalisation des avions et des moteurs.

Les principaux « records d'aviation » sont ceux qui concernent l'altitude, la vitesse, la durée de vol et la distance parcourue.

Le *record d'altitude* qui était de 6.000 mètres environ avant la guerre est passé actuellement à 12.442 mètres, détenu par l'avion Blériot-Spad, muni d'un moteur Lorraine de 450 chevaux, avec suralimentation par turbo compresseur Rateau.

Le *record de vitesse* qui était de 200 km.:h. environ avant la guerre est passé actuellement à 448,17 km.:h. détenu par l'avion Ferbois, monoplan à moteur Hispano 550 chevaux.

Le *record de durée de vol* qui était de 13 heures environ avant la guerre est passé à 45 h. 12' détenu par l'avion Farman, biplan à moteur Farman de 450 chevaux.

Le record de distance sans escale qui était de 1.000 kilomètres environ avant la guerre est passé à 5.425 kilomètres détenu par l'avion Bréguet XIX muni d'un moteur Farman de 450 chevaux<sup>1</sup>.

Comme on le voit, tous ces records de perfor-

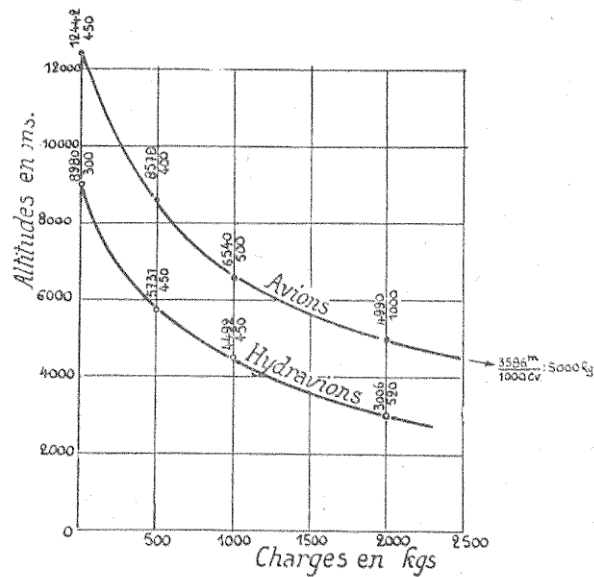


Fig. 93. — Graphique des records d'altitude en fonction de la charge utile emportée.

Les nombres indiqués au droit de chaque point représentent : l'altitude sur la puissance motrice.

mances « pures » étaient détenus, fin 1926, par des avions français équipés avec des moteurs de fabrication française. La progression des chiffres

1. Ce record a été battu récemment (juin 1927) par les aviateurs américains qui firent la traversée de l'Atlantique.

TABLEAU A. — RECORDS D'ALTITUDE AVEC CHARGE UTILE MARCHANDE

Charge . . . . .	0	500 kgs.	1.000 kgs.	2.000 kgs.	5.000 kgs.
Altitude . . . . .	12.442 m.	8.578 m.	6.540 m.	4.990 m.	3.580 m.
Avion . . . . .	Blériot-Spad.	T. P. CV.	Bréguet 19.	Farman (S.-G.).	Farman S.-G.
Moteur . . . . .	Lorraine-Rateau	Liberty 400 CV.	Farman 500 CV.	4 Farman 500.	4 Farman 500.
Pilote . . . . .	(450) Callizo.	H.-R. Harris.	L. Coupet.	Bossoutrot.	Bossoutrot.
Nation . . . . .	France.	U. S. A.	France.	France.	France.

TABLEAU B. — RECORDS DE VITESSE SUR DISTANCE CROISSANTE

Distance . . . . .	3 kms.	100 kms.	500 kms.	1.000 kms.	2.000 kms.
Vitesse . . . . .	448 km. : h.	401 km. : h.	306,4 km. : h.	248,5 km. : h.	218,7 km. : h.
Avion . . . . .	Ferbois.	Curtiss R. 3.	Nieuport-Delage.	Nieuport-Delage.	Nieuport-Delage.
Moteur . . . . .	Hispano 550 CV.	Curtiss 600 CV.	Hispano 500.	Hispano 500.	Hispano 500.
Pilote . . . . .	Bonnet.	Cyrus Bettis.	Sadi-Lecoq.	Lasne.	Lasne.
Nation . . . . .	France.	U. S. A.	France.	France.	France.

TABLEAU C. — RECORDS DE DISTANCE PARCOURUE AVEC CHARGE MARCHANDE

Charge . . . . .	(7)	500 kgs.	1.000 kgs.	2.000 kgs.
Distance . . . . .	5.425 kms.	2.301 kms.	1.400 kms.	500 kms.
Avion . . . . .	Bréguet 19 Az.	Dornier Merkur.	Dornier Merkur.	Lioré et Olivier.
Moteur . . . . .	Hispano 500 CV.	B. M. W. 460 CV.	B. M. W. 460 CV.	2 Jupiter 420 CV.
Pilote . . . . .	Coste et Rignot.	Mittelholzer	Mittelholzer	R. Bajac
Nation . . . . .	France.	et Zinsmaier.	et Zinsmaier.	et de Lamothe.

#### L'AVIATION ACTUELLE

de record en ces quelque treize années est tout à fait impressionnante.

Si les appareils d'altitude pure sont modifiés pour pouvoir emporter une *charge utile* effective, l'altitude maximum atteinte diminue comme l'indique le tableau A (fig. 93).

Les altitudes atteintes avec 2.000 kilogrammes et 5.000 kilogrammes de charge marchande sont notablement supérieures à celles des records antérieurs correspondants.

De même, si les avions de vitesse pure sont appelés à parcourir des distances croissantes, on

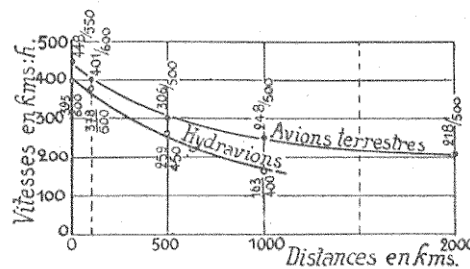


Fig. 94. — Graphique des records de vitesse en fonction de la distance parcourue.

Les records de vitesse pure, sur base de 3 kilomètres, correspondent aux points marqués sur l'axe des ordonnées. Les nombres indiqués au droit de chaque point représentent : la vitesse sur la puissance motrice.

constate que la vitesse maximum atteinte diminue régulièrement comme l'indique le tableau B (fig. 94).

Enfin il est intéressant de noter les records de distance parcourue avec charge marchande em-

portée. L'évolution se fait suivant les chiffres du tableau C (fig. 95).

Ces divers résultats sont représentés sur les graphiques (fig. 93, 94 et 95) et nous y avons ajouté les records analogues relatifs aux hydravions, dont les chiffres sont indiqués dans le tableau d'ensemble page 276.

Les graphiques montrent bien que ces princi-

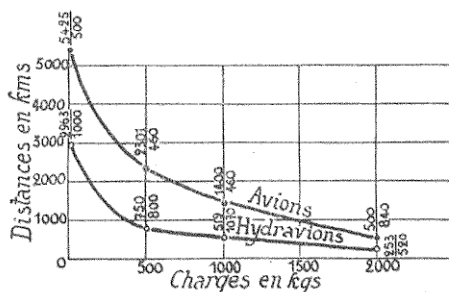


Fig. 95. — Graphique des records de distance parcourue en fonction de la charge marchande emportée.

Les nombres indiqués au droit de chaque point représentent : la distance sur la puissance motrice.

paux records suivent une évolution analogue pour les avions terrestres et pour les hydravions. Pour ces derniers : le handicap, dû au poids mort de la coque et des flotteurs et aux résistances passives corrélatives, apparaît nettement par rapport aux avions terrestres.

Pour ce qui concerne les records d'altitude la puissance motrice augmente rapidement avec la charge marchande, cependant que le plafond s'abaisse.

Les graphiques relatifs aux distances parcourues en fonction de la charge marchande emportée



RECORDS RELATIFS AUX HYDRAVIONS					
RECORDS D'ALTITUDE AVEC CHARGE UTILE MARCHANDE					
Charge . . . . .	0	500 kgs.	1.000 kgs.	2.000 kgs.	
Altitude . . . . .	8.980 m.	5.731 m.	4.492 m.	3.000 m.	
Hydravion . . . . .	Nieuport-Delage.	Heinkel.	Heinkel D. 937.	Idaor (Dornier).	
Moteur . . . . .	Hispano 300 CV.	Napier-Lion 450 CV.	Napier-Lion 450 CV.	2 Rolls-Royce 260.	
Pilote . . . . .	Sadi Lecointe.	Tornberg.	Gronau.	Guido-Guidi.	
Nation . . . . .	France.	Allemagne.	Allemagne.	Italie.	
RECORDS DE VITESSE SUR DISTANCE CROISSANTE					
Distance . . . . .	3 kms.	100 kms.	500 kms.	1.000 kms.	
Vitesse . . . . .	395,4 km. : h.	377,8 km. : h.	259,3 km. : h.	163,6 km. : h.	
Hydravion . . . . .	Curtiss.	Curtiss.	Curtiss-Navy.	Loening Air Yacht.	
Moteur . . . . .	Curtiss 600 CV.	Curtiss 600 CV.	Curtiss 450 CV.	Liberty 400 CV.	
Pilote . . . . .	J. Doolittle.	J. Doolittle.	R. A. Orlie.	Bertrandias et MacDonald.	
Nation . . . . .	U. S. A.	U. S. A.	U. S. A.	U. S. A.	
RECORDS DE DISTANCE PARCOURUE AVEC CHARGE MARCHANDE					
Charge . . . . .	(P)	500 kgs.	1.000 kgs.	2.000 kgs.	
Distance . . . . .	5.963 kms.	750 kms.	510 kms.	253,7 kms.	
Hydravion . . . . .	P. N. 9.	F. G. L.	P. N. 7. I.	Idaor (Dornier).	
Moteur . . . . .	2 Packard 500 CV.	2 Liberty 400 CV.	2 Wright 535 CV.	2 Rolls-Royce 260.	
Pilote . . . . .	Rodgers et Byron Connall.	H.-E. Holland.	G.-R. Henderson.	Guido-Guidi.	
Nation . . . . .	U. S. A.	U. S. A.	U. S. A.	Italie.	

montrent bien l'antagonisme de la charge « combustible » et de la charge « fret ». La puissance motrice nécessaire n'évolue pas comme pour le record d'altitude, plus il y a de chevaux à bord, plus il faut de combustible et moins on peut emporter de fret. Les qualités aérodynamiques de l'avion interviennent ici au premier rang, comme il en serait de toute économie sur la consommation unitaire des moteurs en combustible.

Nous n'insisterons pas autrement sur toutes les remarques que pourrait suggérer l'examen de ces graphiques et sur les transformations qu'on pourrait leur faire subir. Nous terminerons cet exposé en attirant l'attention de tous ceux qui s'intéressent aux progrès de la locomotion aérienne sur le fait que tout point représentatif d'un record à venir sera le critère d'une évolution nouvelle. Il semble intéressant de suivre la progression de l'aviation en « pointant » l'amorce des courbes nouvelles.

Une représentation de l'évolution des records « dans le temps » montre une progression quasi-linéaire à partir de l'origine 1908-1910, jusqu'à nos jours. S'il était permis « d'extrapoler » cette évolution pour quelque décade, beaucoup de nos contemporains seraient surpris des résultats ainsi « prophétisés ». Ils douteraient, avec une certaine raison, de la légitimité d'une telle extrapolation, comme nous en aurions douté nous-même en extrapolant la courbe des records arrêtée, par exemple, à l'époque 1913-1914. Cependant on doit admettre, en toute rigueur, qu'une « discontinuité » dans l'allure des graphiques est peu probable et que nous devons escompter, dans les années à venir, des progrès nouveaux en

#### L'AVIATION ACTUELLE

vitesse, en altitude, en distance parcourue et en durée de vol avec et sans charge utile emportée.

*Remarque 1.* — La « chasse » aux records, légitime, nécessaire et honorable pour l'amour-propre d'une industrie nationale, ne saurait faire perdre de vue à nos constructeurs tous les problèmes à résoudre pour la réalisation d'une *aviation commerciale d'avenir*. Les progrès d'aéro-technique, le perfectionnement des procédés de construction, la substitution raisonnée des métaux et alliages spéciaux aux matériaux périssables, la plus grande sécurité, doivent être l'objet de toutes les attentions et de tous les efforts.

*Remarque 2.* — L'aviation civile comporte encore l'avion de tourisme et de sport. Un effort important a été tenté dans ce sens par la réalisation d'avionnettes, de planeurs et par la vogue du vol « à voile ». Il ne nous est pas possible, dans le cadre de cet exposé, d'entrer dans plus de détails à ce sujet et nous le regrettons, car il serait souhaitable que l'avionnette ne reste pas uniquement le véhicule aérien des professionnels.

#### § 5. — L'AUGMENTATION DES VITESSES ET DU PLAFOND PAR L'EMPLOI DE MOTEURS SURALIMENTÉS

On sait que les vitesses de vol horizontal et la rapidité de montée d'un avion diminuent avec l'altitude, parce que le couple du moteur diminue, lui-même, à mesure que l'avion s'élève. Nous avons vu, à propos de la réduction des performances d'un avion, que le couple moteur doit varier avec l'altitude suivant une loi intermédiaire entre la variation de densité et la variation de pression. Même dans le cas où les conditions d'installation

à bord de l'avion seraient telles : que la température des gaz admis varierait comme la température ambiante, le couple utile transmis par le moteur à l'hélice doit décroître plus rapidement que la densité de l'air ambiant. La puissance utile fournie par un moteur est en effet égale à la puissance « indiquée » diminuée de la puissance dépensée par les résistances passives du moteur (frottements internes, pompes à huile, à essence, à eau, magnétos, etc.). Cette puissance due aux résistances passives est constante à toutes les altitudes et son importance relative croît avec l'altitude, de sorte que la puissance utile, fournie à l'hélice, diminue plus rapidement que la densité de l'air ambiant, laquelle affecte plus ou moins directement la puissance indiquée.

La nécessité d'augmenter sans cesse les performances de vitesse et de montée des avions militaires a fait naître des dispositifs de suralimentation des moteurs. On entend par là des dispositifs tels que la pression d'arrivée de l'air au carburateur soit maintenue constante et égale à celle qui règne au niveau du sol. Pour cela, il faut comprimer l'air atmosphérique au moyen de ventilateurs, ou de compresseurs, actionnés par le moteur lui-même.

L'installation de compression à réaliser ainsi à bord des avions doit avoir un bon rendement et un poids minime. En utilisant des compresseurs ou des ventilateurs ordinaires on arrive avec beaucoup de difficultés à un résultat à peine satisfaisant.

On peut dire que la seule solution rationnelle de ce problème est celle réalisée en France par M. Rateau. Elle consiste à actionner le ventila-

#### L'AVIATION ACTUELLE

teur-compresseur d'air, par une turbine actionnée elle-même par les gaz d'échappement du moteur. La turbine à gaz et le turbo-ventilateur ainsi associés peuvent tourner à de très grandes vitesses et sont par suite de petites dimensions et d'une grande légèreté. En outre, le réglage de la marche du turbo-compresseur et son désaccouplement éventuel d'avec le moteur se font, tout simplement, en réglant l'échappement du moteur de manière à admettre tout ou partie des gaz dans le turbo ou à les évacuer directement dans l'atmosphère.

Enfin, il se trouve que l'alimentation de la turbine à gaz, pour fournir au ventilateur la puissance nécessaire à la compression, peut se faire : avec une contre-pression à l'échappement du moteur sensiblement égale à la pression de refoulement du ventilateur. Il en résulte que le moteur conserve à toute altitude la puissance qu'il fournit normalement au sol.

Malgré que l'énergie disponible dans les gaz d'échappement soit considérable il faut tenir compte que les rendements respectifs de la turbine et du ventilateur ne peuvent guère dépasser respectivement quelque 50 p. 100. (En raison de la simplicité relative à donner aux rotors et surtout de la légèreté à conserver pour l'ensemble.)

Néanmoins, la réalisation du turbo-compresseur, ainsi conçu, a nécessité la solution de problèmes mécaniques fort difficiles. Nous ne pouvons faire mieux que de citer, à ce sujet, le génial inventeur de ce dispositif<sup>1</sup>. « Pour rétablir la pres-

1. M. A. Rateau, membre de l'Académie des Sciences. « Le turbo-compresseur pour la suralimentation des moteurs d'aéroplanes. » (*L'Illustration économique et financière*, n° spécial sur l'aviation française.)

« sion du sol à l'altitude de 5.400 mètres, c'est-à-  
 « dire pour doubler la pression de l'air, objectif  
 « que je me proposais, il fallait atteindre, à l'ex-  
 « trémité des ailes du ventilateur, une vitesse  
 « tangentielle de 380 mètres par seconde, soit,  
 « avec un diamètre de 24 centimètres estimé  
 « convenable, une vitesse de rotation de 30.000  
 « tours par minute. Cela dépassait et de beaucoup  
 « tout ce qu'on avait fait jusqu'alors. A cette  
 « allure, l'action des forces centrifuges est formi-  
 « dable. Les parties de métal les plus éloignées  
 « de l'axe, par exemple, tirent, dans le sens du  
 « rayon, avec une force égale à 123.000 fois  
 « leur poids propre. De plus, la turbine, dont la  
 « vitesse périphérique est de 270 m/sec à  
 « 30.000 t/min., devait tourner dans du gaz à  
 « 750°, ou plus exactement un peu moins, soit  
 « 650°, à cause de la détente dans le distribu-  
 « teur, c'est-à-dire, presque au rouge vif, et, à  
 « cette température, tous les métaux perdent  
 « énormément de leur résistance; tandis que  
 « la roue du ventilateur pourrait être soumise  
 « à des températures très basses, jusqu'à — 55°  
 « aux grandes altitudes, et les métaux usuels  
 « deviennent dans ces conditions extrêmement  
 « fragiles.

« Pour l'arbre, c'est une autre affaire; à un  
 « bout il serait chauffé au rouge, à l'autre re-  
 « froidi; et il fallait se méfier des vitesses  
 « critiques qui sont dangereuses si le mobile n'est  
 « pas parfaitement équilibré.

« Toutes ces difficultés, et bien d'autres dont  
 « nous ne parlerons pas, ont cependant été sur-  
 « montées. Nous sommes parvenus à doter notre  
 « aviation d'un appareil d'un fonctionnement très

« sûr, plus sûr même que je ne l'avais dès l'abord  
« escompté. »

L'installation du turbo-compresseur à bord de l'avion comporte (fig. 96) : le raccordement de l'échappement du moteur au distributeur alimentant la turbine, par une canalisation étanche, présentant une dérivation réglable pour l'échappement libre. L'air, comprimé par le ventilateur, doit

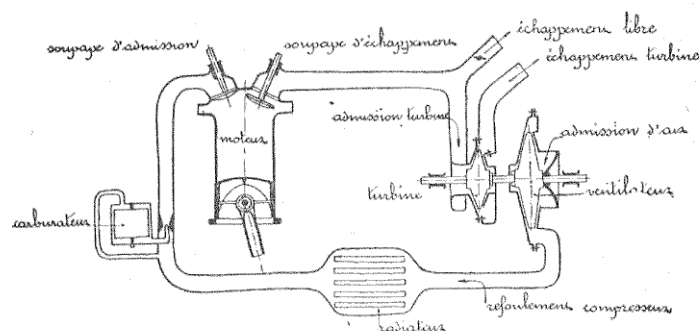


Fig. 96. — Schéma de fonctionnement d'un moteur, équipé avec un dispositif de suralimentation (turbo-compresseur Rateau).

Les gaz d'échappement sont amenés à la turbine motrice par une canalisation qui présente une dérivation, avec papillon, pour la marche éventuelle en échappement libre. Sur l'axe de la turbine à gaz est calé le ventilateur-compresseur qui refoule l'air comprimé dans l'entrée d'air du carburateur, après refroidissement dans un radiateur.

être refroidi dans un radiateur spécial avant d'être envoyé au carburateur. Celui-ci doit être rendu étanche puisqu'il est en surpression par rapport à la pression ambiante ; il en est de même des réservoirs et des canalisations d'alimentation en combustible. Pratiquement, l'ensemble de l'installation d'un turbo-compresseur pour un moteur de 300 chevaux représente une surcharge totale de 80 kilogrammes.

*Modifications des performances de montée et de vitesse pour un avion muni d'un moteur suralimenté.* — On peut calculer les performances de montée et de vitesse d'un avion muni d'un moteur suralimenté par turbo-compresseur, mais les résultats fournis par ce calcul dépendent essentiellement de l'hypothèse faite sur le degré de compression et sur le type d'hélice adapté.

Avec le turbo-compresseur Rateau, réalisé pendant les dernières années de la guerre, on pouvait doubler le poids spécifique du mélange carburant à l'altitude de 5.400 mètres.

M. Rateau estime lui-même, qu'il serait possible, maintenant, de réaliser des turbo-compresseurs susceptibles de quadrupler le poids spécifique de l'air ambiant. De tels engins maintiendraient la puissance du moteur constante et égale à celle du sol jusqu'à une altitude de 10.000 à 12.000 mètres. Ils comporteraient : soit un ventilateur multicellulaire à deux ou trois roues, soit deux turbos analogues à ceux existants, comprimant en deux échelons l'air aspiré à l'extérieur.

L'hélice à adapter à un moteur suralimenté devrait être à pas variable, de manière à pouvoir utiliser toute la puissance du moteur, en maintenant constant le régime de rotation à toutes les altitudes.

Pratiquement, on a dû se contenter d'hélices à pas invariable, ce pas étant calculé pour correspondre au régime normal du moteur à l'altitude de 5.500 mètres. Dans ces conditions, le pas de l'hélice est trop fort aux altitudes inférieures et, en particulier, au voisinage du sol, le moteur est notablement freiné. Il en résulte que la vitesse maximum au sol est quelque peu diminuée par rapport



à celle d'un même avion non muni de moteur suralimenté. De même, la vitesse ascensionnelle au départ est aussi diminuée : de sorte que l'envol est rendu parfois assez délicat.

Mais à mesure que l'avion avec moteur suralimenté s'approche de l'altitude de 5.500 mètres le moteur s'approche de son régime normal et fournit à 5.500 mètres la puissance utile maximum

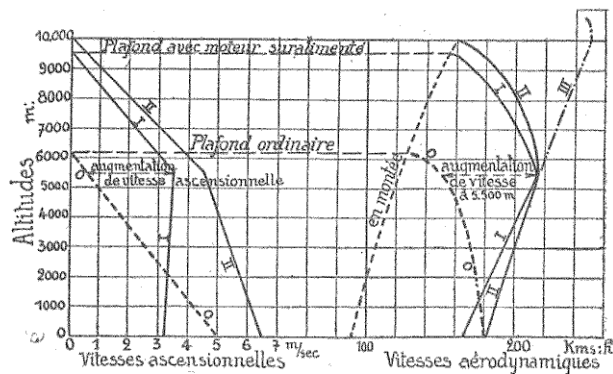


Fig. 97. — Graphique des performances d'un avion avec et sans dispositif de suralimentation.

En traits pointillés : performances de vitesses ascensionnelles et de vitesses aérodynamiques, pour l'avion avec moteur non suralimenté. En traits pleins : performances du même avion avec moteur suralimenté, rétablissant la pression normale à 5.500 mètres. Courbes I : avec hélice rigide adaptée pour l'altitude de 5.500 mètres (gain de plafond : 3.300 mètres; gain de vitesse à 5.500 mètres : 64 km/h). Courbes II : avec hélice à pas variable adaptée à toutes altitudes. Courbes III : avec hélice à pas variable et turbo-compresseur rétablissant la pression normale à 10.000 mètres.

qui le caractérise. Tout se passe à cette altitude comme si l'avion était muni d'un moteur dont la puissance serait sensiblement le double au niveau du sol. Il en résulte un accroissement appréciable de la vitesse de vol horizontal et de la vitesse

ascensionnelle. Au-dessus de 5.500 mètres, avec les turbo-compresseurs actuels, la puissance du moteur n'est plus maintenue à la valeur qu'elle avait au sol. Les vitesses horizontales diminuent d'abord lentement puis plus rapidement à mesure qu'on approche du nouveau plafond de l'avion.

Le graphique ci-contre (fig. 97) représente l'évolution des performances d'un avion du type Bréguet 14 B2 muni d'un moteur suralimenté : 1° dans le cas d'une hélice rigide adaptée pour l'altitude de 5.500 mètres ; 2° dans le cas d'une hélice à pas variable.

On a représenté en pointillé les performances du même avion muni d'un groupe motopropulseur ordinaire.

On voit le gain important de vitesse horizontale à 5.500 mètres d'altitude (215 km : h pour un avion qui donnait au sol, seulement : 180 km : h). Le plafond théorique passe aussi de 6.200 mètres à 9.600 ou 10.000 mètres.

La courbe III est le prolongement de la courbe II pour le cas du même avion muni d'un turbo-compresseur rétablissant la puissance jusqu'à 10.000 mètres. La vitesse maximum serait alors de 250 km : h. Les chiffres précédents, déjà très impressionnants, sont relatifs à un avion de reconnaissance ou de bombardement de jour de 1918. Depuis cette époque des progrès ont été accomplis : par l'augmentation de la finesse des avions et de la puissance des moteurs. L'application d'un turbo-compresseur Rateau aux machines modernes les plus perfectionnées permettrait certainement d'atteindre des vitesses de l'ordre de 300 km : h à 5500 mètres, avec les turbos du type actuel. Avec les turbos susceptibles de quadrupler la pression

#### L'AVIATION ACTUELLE

il est permis d'envisager des vitesses de l'ordre de 400 km/h, à des altitudes voisines de 12.000 mètres.

Au point de vue de la navigation aérienne ces perspectives ouvrent un horizon nouveau pour la solution des grands parcours aériens et notamment pour la traversée des océans. Mais il faudra à ce moment que : pilotes et passagers soient eux-mêmes maintenus, en cabine étanche, à la pression atmosphérique du niveau du sol. La réalisation d'une telle cabine ne semble pas impossible. On a prévu d'ailleurs, que des réalisations de dimensions modestes pourraient être expérimentées dans le grand caisson pneumatique du Service Médical de la Navigation aérienne, au Bourget.

## LES PROBLÈMES D'AÉROTECHNIQUE CONCERNANT SPÉCIALEMENT LA SÉCURITÉ

La sécurité, indispensable en matière de navigation aérienne, a comporté ou comporte encore la solution totale ou partielle d'un certain nombre de problèmes d'aérotechnique, que nous passerons rapidement en revue dans le présent chapitre. Nous examinerons ainsi : la sécurité de construction, de conception aérodynamique, ou de vol, de fonctionnement des groupes motopropulseurs. On pourrait y ajouter celle qui dépend des qualités professionnelles des pilotes, des navigateurs et des mécaniciens.

**Sécurité de construction des avions.** — Cette sécurité est assurée par un choix minutieux et contrôlé des matériaux utilisés dans la construction. Le contrôle s'exerce à tous les degrés de la fabrication : depuis les matières premières, les diverses pièces usinées, les éléments assemblés, jusqu'aux essais statiques de l'avion complet. Ces essais statiques consistent à appliquer sur les surfaces portantes, sur les empennages, sur les atterrisseurs, etc., des « surcharges » calculées de telle sorte : que les réactions aérody-

namiques qui peuvent se produire dans le vol, puissent être supportées, en toute sécurité, par les armatures de l'avion. Pour le calcul de ces surcharges on prévoit donc : non seulement les efforts accidentels du vol normal, mais encore, ceux qui se développent au cours de certaines manœuvres qui peuvent être imposées à l'avion. Pratiquement, on peut dire : que la sécurité de construction est telle qu'aucun avion éprouvé ne doit « casser en l'air ». Cependant, avec l'évolution constante de la construction et des performances, il apparaît, de temps en temps, au cours des essais d'un avion nouveau, des causes de fatigue ignorées ou méconnues. C'est pourquoi la sécurité de construction acquise par les essais statiques doit être encore accrue : par l'essai méthodique en plein vol des avions nouveaux et des avions de fabrication en série.

#### Sécurité de vol au point de vue aérodynamique.

— Ces mêmes essais de réception en vol contrôlent la sécurité au point de vue des qualités aérodynamiques de stabilité, de manœuvrabilité, etc., comme nous l'avons exposé à propos des méthodes d'essais en vol des avions.

En premier lieu, les avions doivent posséder un certain degré de stabilité statique, avec gouvernes bloquées et aussi avec gouvernes libres ; de telle sorte : qu'abandonné à lui-même, en n'importe quelle position, l'avion revienne automatiquement à sa position normale de vol horizontal ou de vol en descente planée.

Ce degré de stabilité de forme à imposer aux avions, peut le pouvoir être fixé d'après les valeurs obtenues pour des avions ayant donné toute

satisfaction à cet égard. Il conviendrait donc qu'au point de vue technique : des expériences, comportant des mesures quantitatives, soient entreprises pour chiffrer le degré de stabilité statique des divers avions.

Les valeurs expérimentales ainsi déterminées seraient comparées aux valeurs calculées à partir des caractéristiques aérodynamiques de l'avion complet. Ainsi, la technique de prévision des qualités de stabilité statique d'un avion s'établirait en toute connaissance de cause et se perfectionnerait sans cesse à mesure des expérimentations ultérieures.

A cette question se rattache étroitement celle de la « perte de vitesse ». Un avion est en perte de vitesse lorsque, par suite d'une manœuvre volontaire ou non, l'angle d'incidence atteint ou dépasse l'angle qui correspond à la sustentation maximum possible. Un avion statiquement stable doit exécuter alors (s'il n'est pas contrarié par une manœuvre inopportune des gouvernes) une abattée strictement nécessaire au rétablissement : de la vitesse de sustentation et de la trajectoire, compatibles avec le régime des moteurs. Automatique ou commandée par le pilote, cette abattée est indispensable, il en résulte que la perte de vitesse à proximité du sol est en général catastrophique. Tout au plus, peut-on la rendre moins dangereuse avec des dispositions de voilure à sustentation accrue, comme l'aile à fentes et ailerons conjugués : du système Handley-Page.

Par ailleurs, pour les avions ne possédant pas un tel dispositif, la perte de vitesse est accompagnée, le plus souvent, d'une « glissade » : parce que les ailerons, qui devaient servir à

#### L'AVIATION ACTUELLE

le rétablissement de l'équilibre latéral, sont inefficaces aux très faibles vitesses. D'autres fois on observe la mise en « vrille », après quelques oscillations latérales et le rétablissement en trajectoire et vitesse normales devient plus problématique encore et, dans tous les cas, nécessite une hauteur disponible beaucoup plus notable.

En admettant qu'un avion puisse toujours être mis, accidentellement, en perte de vitesse : on comprend que l'augmentation de l'efficacité des gouvernes latérales (dispositif Handley-Page) et de la gouverne de direction, jointe à une stabilité longitudinale de forme, assureront le rétablissement du vol normal avec le maximum de sécurité. Les véritables remèdes à cette cause d'accidents sont donc à trouver dans les proportions à donner à l'avion et à ses gouvernes pour lui conférer les qualités aérodynamiques nécessaires. Comme palliatif, l'utilisation d'instruments de bord avertissant le pilote ou intervenant automatiquement sur la conduite de l'avion ne sont pas non plus à négliger. L'intervention automatique d'un appareil détectant la vitesse aérodynamique ou l'angle d'incidence avec une précision et une sécurité de fonctionnement suffisantes, serait particulièrement susceptible d'accroître la sécurité en ce qui concerne la perte de vitesse. Des appareils de ce genre ont été préconisés et réalisés, sous des formes différentes, par MM. Constantin et Bramson.

Rappelons enfin que les réactions des gouvernes dans les membres du pilote qui les actionne doivent être de grandeur modérée et de sens convenable. Un avion dont les gouvernes sont dures à manœuvrer fatiguera le pilote au cours des longs

#### PROBLÈMES CONCERNANT LA SÉCURITÉ

voyages, par temps agité, et si l'on y ajoute une inconfortabilité notable du poste de pilotage, on arrivera rapidement à un surmenage : capable d'amoindrir les facultés du pilote le plus habile.

Par ailleurs, la grandeur de ces réactions peut devenir telle, en certaines circonstances, de vol piqué par exemple, que le pilote ne puisse leur résister. Le redressement de l'avion dans ces conditions serait évidemment impossible.

Comme nous l'avons dit, on peut calculer et par suite doser : la grandeur et le sens des réactions transmises par les gouvernes, de sorte que la sécurité du vol à cet égard peut être résolue en tous les cas dès la conception de l'avion.

*La stabilisation automatique des avions.* — Cette question a préoccupé de tous temps les inventeurs et les techniciens et bien des controverses se sont élevées entre les uns et les autres au sujet de l'opportunité des stabilisateurs automatiques.

Il n'est pas douteux que des appareils de ce genre, bien réalisés, et d'un fonctionnement irréprochable, contribueraient grandement à la sécurité des vols de nuit ou par temps de brume. D'autre part, l'exécution des grandes traversées intercontinentales, avec des avions de grandes dimensions, pourrait comporter l'utilisation des stabilisateurs automatiques en vue de diminuer la fatigue du pilote.

Sur les avions actuels l'application n'a été faite qu'au point de vue expérimental. Pendant la guerre, on a cependant équipé un certain nombre d'avions avec le stabilisateur automatique Sperry. Mais la surcharge, imposée par l'appareil, diminuait trop la charge utile. Le stabilisateur ou



#### L'AVIATION ACTUELLE

Le pilote automatique Sperry comporte un système gyroscopique qui définit un plan horizontal de référence. La position de l'avion est réglée à volonté par rapport à ce plan. Si l'avion s'écarte de cette position : il se produit un contact électrique, qui, par relais et servo-moteur, actionne les gouvernes dans le sens convenable. Pendant le déplacement des gouvernes, le balai contacteur est entraîné lui-même, de sorte que le dispositif est compensé. En d'autres termes : si l'action perturbatrice, qui a écarté l'avion de sa position d'équilibre, reste permanente : l'avion se rétablit et les gouvernes restent braquées pour compenser le couple dû à la perturbation. Si l'action perturbatrice est instantanée l'avion reviendra à sa position d'équilibre et, en même temps, le braquage des gouvernes sera annulé.

Le pilote dispose d'un levier universel qui lui permet de changer la position d'équilibre par rapport au plan gyroscopique. On peut ainsi stabiliser l'avion en montée, en vol horizontal, en vol plané, voire même en virage.

Un anémomètre taré établit automatiquement la mise en descente planée : si la vitesse aérodynamique diminue au-dessous d'une certaine limite. On évite ainsi la mise en perte de vitesse. Enfin le pilote a la faculté de reprendre à tout instant la conduite de son avion.

On a expérimenté de même, avec succès, dans ces dernières années, le stabilisateur automatique Mazade-Aveline, dans lequel le contrôle de position est assuré par un pendule à mercure convenablement amorti et sollicité d'autre part par des pressions aérodynamiques provenant d'antennes anémométriques. Celles-ci sont au nombre

de trois : une pour le contrôle de la vitesse aérodynamique dans le plan longitudinal et deux autres pour le contrôle des vitesses aérodynamique aux extrémités des ailes. Le servo-moteur actionnant les gouvernes est compensé et fonctionne à l'air comprimé.

On a beaucoup discuté autrefois sur le principe de conception des stabilisateurs automatiques. Les uns estimaient qu'il convenait de les organiser pour être sensibles directement à la cause perturbatrice, de telle sorte que leur action corrective se fasse sentir avant même que l'avion ait modifié sa position stabilisée. Les autres estimaient qu'il suffisait d'intervenir : après l'amorce du mouvement de déséquilibre. Il semble que si l'avion possède une certaine stabilité de forme, le stabilisateur automatique n'aura à intervenir utilement que contre les perturbations qui amènent un mouvement effectif de déséquilibre. Pour ce qui concerne le contrôle de la vitesse aérodynamique (ou de l'angle d'incidence) en vue d'éviter la perte de vitesse ou la glissade sur l'aile : on conçoit que l'intervention du stabilisateur automatique soit aussi rapide que possible.

La sécurité en vol doit être complétée par celles qui concernent plus spécialement l'envol et l'atterrissage. Disons de suite, que pour toutes ces sécurités : le bon fonctionnement du groupe motopropulseur et surtout la réalisation d'*avions polymoteurs* sont des facteurs essentiels.

Quelle que soit la perfection réalisée dans le fonctionnement d'un moteur, il est toujours à prévoir une défaillance possible, qui peut être extrêmement critique au moment de l'envol ou

#### L'AVIATION ACTUELLE

au cours d'un vol sur contrées peu propices à l'atterrissage. Dans ces conditions, la sécurité conduit à la conception d'avions polymoteurs, possédant un excédent de puissance tel : que l'arrêt fortuit de l'un d'eux ne puisse compromettre l'envol, et permette de continuer le vol jusqu'à l'arrivée au-dessus d'un terrain favorable. L'aviation de transport public gagnera à sa cause les plus réfractaires : le jour où ces sécurités seront pour ainsi dire assurées du fait de l'utilisation d'avions polymoteurs conçus de manière à réserver l'excédent de puissance pour les circonstances critiques. Il faut sacrifier ici : sur le rendement et l'utilisation économique. Le dilemme ainsi posé n'est pas sans gravité. Les voyages aériens sont chers, encore ne payent-ils pas tous les frais de l'exploitation et *a fortiori* ceux que nécessite l'établissement de l'infrastructure d'une ligne aérienne. Est-il téméraire de penser que l'assurance d'une sécurité quasi-certaine d'envol, de vol et d'atterrissage augmentera notablement le trafic aérien actuel et que les clients pressés, mais rassurés, se présenteront en foule aux guichets des compagnies de navigation aérienne !

La conception de l'avion de transport doit tenir compte, semble-t-il, de cette possibilité et chercher à regagner, par ailleurs, les majorations de prix de revient imposées par les moteurs supplémentaires, en vue de cette sécurité générale.

De toutes manières, les sécurités d'envol et d'atterrissage seront augmentées : par les dispositions de voilure sustentatrices, susceptibles de permettre le vol à faible vitesse. Pour ce qui concerne l'envol : l'augmentation de la susten-

#### PROBLÈMES CONCERNANT LA SÉCURITÉ

tation ne devrait pas entraîner une augmentation corrélative de la résistance à l'avancement. Pour l'atterrissage cette restriction ne s'impose pas.

Les solutions aérodynamiques, véritablement efficaces à ce double point de vue, sont, à l'heure actuelle, peu nombreuses. En se reportant au paragraphe qui traite de certaines dispositions spéciales des voilures sustentatrices le lecteur verra que nous ne pouvons mentionner ici que le dispositif d'ailes à fentes et ailerons conjugués de M. Handley-Page.

Dans le domaine des études et recherches de Laboratoire, diverses autres tentatives ont été expérimentées pour produire l'hypersustentation, mais de nombreux essais méthodiques et de longues mises au point pratiques semblent nécessaires, avant que ces procédés n'entrent dans le domaine des applications.

Comme palliatif aux circonstances d'un atterrissage critique, nous devons mentionner : le dispositif de train d'atterrissage anti-capotant de M. Fritsch. Il consiste essentiellement à compléter le train d'atterrissage habituel des avions : par un système de patins, munis, en avant, de petites roues secondaires et reliés, en arrière, au fuselage, par un lien extensible.

Si les roues principales de l'avion rencontrent, en roulant sur le sol, un obstacle qui s'oppose à leur mouvement, le capotage amorcé par l'avion est arrêté et empêché par le contact des roues secondaires des patins Fritsch avec le sol et le rappel élastique, vers l'arrière, du fuselage relié à la partie postérieure de ces patins. Le dispositif a été expérimenté sur les aérodromes et s'est toujours montré efficace. Son emploi au point

#### *L'AVIATION ACTUELLE*

de vue sécurité semble utile : pour les avions écoles, pour les avions pratiquant le vol de nuit, enfin et surtout pour les avions de transport, comportant la présence de passagers dans la portion antérieure du fuselage.

Pour des avions terrestres appelés à traverser des étendues maritimes appréciables, la sécurité, en cas d'amerrissage forcé, impose des dispositifs anticapotants maritimes, et des conditions de flottabilité d'une efficacité suffisante pour permettre la mise en œuvre de toutes les autres possibilités de secours (T. S. F., ceintures, etc.).

Le larguage du train d'atterrissage terrestre au moment de l'amerrissage est la solution adoptée pour les « avions marins » ; l'hydravion avec train de roues escamotables (avions amphibie) résout également la question de l'anticapotage sur mer. Mais les solutions juxtaposées de l'anticapotage terrestre et de l'anticapotage maritime apparaissent de ce fait difficilement conciliables.

Si le larguage pur et simple des roues, complété par quelque disposition spéciale favorable à l'amerrissage fortuit d'un avion terrestre était une sécurité suffisante on pourrait sans doute résoudre la question. De toutes manières, la possibilité de se maintenir en flottaison apparaît comme une condition indispensable de sécurité pour de tels avions.

3° Sécurité de fonctionnement des groupes motopropulseurs. — Cette sécurité peut être obtenue en examinant les diverses causes de pannes et en y apportant remède.

Les pannes connues sont dues aux causes sui-

vantes, indiquées dans l'ordre de leur fréquence<sup>1</sup> : la rupture ou l'arrêt de fonctionnement d'un organe du moteur, la défectuosité de la circulation d'eau, le manque de graissage d'un organe, la mauvaise carburation, le fonctionnement défectueux de l'allumage.

Les progrès dans la construction des moteurs ont déjà permis d'atténuer les pannes dues à l'arrêt ou au mauvais fonctionnement des soupapes, de leurs organes de commande et des pistons. Les défauts de fonctionnement dans la circulation d'eau et dans le graissage sont dus, le plus souvent, à des causes minimales (comme l'obstruction accidentelle d'une canalisation). Un entretien minutieux et une surveillance continue doivent les supprimer de même que celles qui concernent l'allumage. Il convient pour cela que le groupe motopropulseur soit accessible aux mécaniciens dans tous ses organes et, pour les avions polymoteurs, l'accessibilité en vol de chacun des moteurs devra permettre l'obtention d'une sécurité quasi-absolue en ce qui concerne ces causes de panne.

La suppression des causes de vibration, ou leur amortissement et la bonne adaptation du propulseur sont aussi des remèdes préventifs contre les pannes.

Aux causes de pannes s'ajoutent les causes d'incendie en vol et à terre. M. Brunat (*loc. cit.*), dans un exposé magistral et précis, a dit que les causes d'incendie en vol sont principalement : les retours de flamme au carburateur et les

1. « La sécurité en avion », par M. Henri Brunat, chef du contrôle au service de la navigation aérienne (Conférence faite à la Société française de navigation aérienne).

#### L'AVIATION ACTUELLE

ruptures d'embiellage. Le remède le plus immédiat est que le retour de flamme ne puisse trouver, dans le capotage du moteur, aucune matière inflammable telles que : l'essence et l'huile. Des carburateurs spéciaux existent déjà dont la cuve à essence ne peut être atteinte par le retour de flamme. La propreté des moteurs, l'étanchéité des joints, des canalisations d'huile et d'essence, doivent compléter ces remèdes efficaces. Enfin l'isolement convenable des réservoirs à essence pour les empêcher d'être atteints par les flammes, combiné avec des dispositifs de vidangeage en arrière de l'avion ou de larguage total des réservoirs doivent être prévus, pour éviter que l'incendie déclaré en vol ne trouve ainsi un aliment dangereux.

Les causes d'incendie à terre sont principalement : l'écrasement au sol à la suite d'une perte de vitesse, l'accrochage d'obstacles au départ ou à l'atterrissage ou toute autre cause provoquant le capotage de l'avion. Dans ces conditions, les retours de flamme au carburateur, le jaillissement du combustible sur les pots d'échappement encore très chauds, l'allumage non coupé ou l'auto-allumage du moteur sont les causes les plus directes de l'amorçage d'un incendie à terre.

Un remède indirect, mais non négligeable dans son efficacité, pour les incendies en général, est l'utilisation des extincteurs qui peuvent être manœuvrés à main ou déclenchés automatiquement à distance. De toutes manières l'avertisseur d'incendie est actuellement obligatoire sur les avions de transport. M. Brunat (*loc. cit.*) estime que pour réduire la gravité des accidents

#### PROBLÈMES CONCERNANT LA SÉCURITÉ

résultant des incendies : il conviendrait de « grouper en une seule commande, automatique ou non, et pour chaque moteur : la fermeture des robinets des canalisations d'essence, l'ouverture des gaz, la manœuvre du contact, l'ouverture de la canalisation d'extincteur et du pointeau de la bouteille de gaz carbonique ». Ainsi le pilote pourrait conserver toute son attention à la conduite de son avion et à la préparation éventuelle de son atterrissage.

Pour terminer, nous dirons que l'emploi de *parachutes individuels* est efficace : dans le cas des avions à postes de pilotage et de passagers découverts. Mais la question de l'adaptation des parachutes au cas des avions à cabine fermée pour les passagers est plus délicate et demande encore une étude approfondie.

Les qualités qu'on exige d'un parachute sont :

- 1° Un fonctionnement sûr ;
- 2° Un effort ne dépassant pas 400 kilogrammes au moment du déploiement ;
- 3° Une vitesse de descente inférieure à 3 m./sec.

Le déploiement des parachutes actuels est assuré par ouverture automatique ou commandée. Dans les deux cas l'aviateur saute hors de l'avion et l'ouverture se produit, soit par une corde reliée à l'avion, soit par un petit parachute auxiliaire (ouverture automatique), soit par une corde sur laquelle l'aviateur tire pour amener le déploiement (ouverture commandée). Ce dernier procédé paraît préférable parce qu'il laisse toute liberté à l'aviateur, mais il nécessite que celui-ci garde tout son sang-froid.



La limitation de l'effort de choc, qui est transmis au parachutiste, est obtenue par l'emploi d'amortisseurs formant lien élastique entre le parachute et l'aviateur. Enfin la vitesse de descente dépend de la forme et de la grandeur de la voilure pour une charge totale bien déterminée. En moyenne il faut compter, pour un parachute individuel, sur un diamètre de voilure égal à 8 mètres, soit une surface portante d'environ 50 mètres carrés.

Le parachute convenablement replié est logé dans un sac dorsal ou de siège auquel l'aviateur est relié par des ceintures et bretelles appropriées.

4° Sécurité due aux qualités professionnelles du personnel navigant. — L'évolution constante vers la réalisation d'avions plus rapides, plus puissants et plus lourds, impose au personnel navigant des connaissances techniques et des qualités professionnelles correspondantes. Le recrutement de ce personnel devrait donc s'adresser à une certaine élite. On examine avec beaucoup d'attention les aptitudes physiques et physiologiques du candidat pilote. Cet examen médical doit primer évidemment sur tout autre. Cependant, par la suite, ce n'est pas toujours le pilote le « mieux bâti » qui doit être le critère en matière de conduite d'avions. Ainsi à égalité d'aptitudes physiques, un pilote possédant un degré d'instruction générale supérieur au degré habituel sera incontestablement plus apte à conduire les avions modernes en toute sécurité.

La profession de navigateur impose *a fortiori* une solide instruction générale.

#### PROBLÈMES CONCERNANT LA SÉCURITÉ

Il en est de même pour le personnel technique destiné à diriger les mécaniciens et pour les mécaniciens de carrière eux-mêmes.

5° Les avions à voilures sustentatrices tournantes. — La recherche de la sécurité d'envol et d'atterrissage, en vue de rendre les machines volantes plus effectivement adéquates au tourisme aérien, a été poursuivie dans la conception d'avions à voilures sustentatrices tournantes tels que les hélicoptères et les avions à roues sustentatrices. Nous dirons quelques mots de ces machines.

*Les Hélicoptères.* — La voilure sustentatrice est constituée par une ou plusieurs hélices qu'on peut considérer comme fonctionnant au point fixe.

L'étude expérimentale de l'hélice fonctionnant au point fixe montre que la traction ou sustentation  $F$  pour un nombre de tours  $n$  par seconde, et pour un diamètre  $D$ , est donnée par la relation

$$F = \alpha n^2 D^4.$$

De même, on trouve que la puissance  $P_m$  absorbée par l'hélice, pour un nombre de tours  $n$  et un diamètre  $D$ , sera donnée par la relation :

$$P_m = \beta n^3 D^5$$

$\alpha$  et  $\beta$  étant des coefficients qui dépendent de la densité de l'air, de la forme et du nombre des pales. Ces coefficients restent les mêmes pour des hélices géométriquement semblables.

Ce sont les formules fondamentales établies par le colonel Renard. Elles permettent le calcul

#### L'AVIATION ACTUELLE

de  $F$  (en kilogrammes) et de  $P_m$  (en kilogrammètres par seconde) quand on se donne  $n$  (tours : sec) et  $D$  (en mètres) et qu'on connaît les coefficients  $\alpha$  et  $\beta$  pour la famille d'hélice considérée.

On voit de suite que la sustentation par unité de puissance :  $F/P_m$  n'est pas une caractéristique constante pour une même famille d'hélice : en effet on a :

$$\frac{F}{P_m} = \frac{\alpha}{\beta} \frac{1}{nD}$$

donc  $F/P_m$ , pour une même hélice, varie avec la vitesse périphérique  $\pi nD$  et diminue quand celle-ci augmente.

Il est préférable d'exprimer la qualité sustentatrice des hélices au point fixe par un coefficient indépendant des conditions de fonctionnement. Dans cet ordre d'idée nous adopterons le coefficient  $K_F$  proposé par M. Margoulis<sup>1</sup>. La définition de ce coefficient est donnée par le rapport :

$$\frac{F}{P_m^{2/3}} = \frac{\alpha}{\beta^{2/3}} D^{1/3}$$

dans lequel on pose

$$K_F = \frac{\alpha}{\beta^{2/3}}$$

il en résulte :

$$F = K_F \sqrt[3]{P_m^2 D^2}$$

En étudiant un très grand nombre de résultats expérimentaux relatifs à des essais d'hélices au point fixe et notamment ceux effectués au laboratoire de Lindenberg par MM. Bendeman et

1. W. Margoulis. *Les Hélicoptères*, Gauthier-Villars, 1922.

# PROBLÈMES CONCERNANT LA SÉCURITÉ

Schmid, avec des hélices en vraie grandeur, M. Margoulis a trouvé que la valeur maximum de  $K_F$  est constante et égale à 0,47. Cette valeur s'applique aussi bien à des hélices à deux pales de faible pas, à pales étroites et plates (faibles valeurs de  $\beta$ ) qu'à des hélices à 4 et 6 pales du même genre ou à des hélices à 2 pales larges et creuses (grandes valeurs de  $\beta$ ).

Contrairement à ce que pensent beaucoup d'inventeurs : on ne peut donc augmenter la qualité sustentatrice des hélices au delà de la limite définie par la relation

$$F_{(\max)} = 0,48 \sqrt[3]{P_m^2 D^3}$$

ou encore, si  $P_m$  est exprimé en chevaux.

$$F_{(\max)} = 0,48 \times 17,75 \sqrt[3]{\frac{P_m^2}{m_{(CV)}} D^3} = 8,5 \sqrt[3]{\frac{P_m^2}{m_{(CV)}} D^3}$$

D'ailleurs, en appliquant à l'hélice au point fixe : la théorie de Froude, on peut trouver le maximum

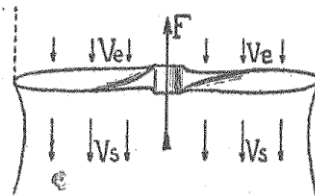


Fig. 98. — Schéma théorique de fonctionnement d'une hélice au point fixe.

(F, traction ;  $V_e$ , vitesse en amont ;  $V_s$ , vitesse en aval).

théorique de  $K_F$  dans l'hypothèse d'un fluide parfait, c'est-à-dire en négligeant les pertes par frottement et tourbillonnements qui se produisent

toujours dans le fonctionnement d'une hélice dans les fluides réels (air ou eau).

Le principe fondamental de cette théorie est le suivant : L'air, situé au-dessus du plan de rotation de l'hélice, prend une vitesse  $V_e$  au voisinage immédiat de ce plan. On peut supposer que la masse d'air ainsi influencée est limitée à un cercle de diamètre égal à celui de l'hélice. Après son passage à travers l'hélice cette masse d'air prend une vitesse plus grande  $V_s$  et se contracte légèrement en dimensions (fig. 98).

Par unité de temps, la masse d'air influencée par l'hélice est donc :  $M = \rho \frac{\pi D^2}{4} V_e$  et, comme sa vitesse finale est  $V_s$ , on peut écrire que la sustentation développée par l'hélice est égale à la quantité de mouvement communiquée à la masse d'air  $M$  ce qui s'exprime par l'égalité

$$F = MV_s = \rho \frac{\pi D^2}{4} V_e V_s.$$

Dans ces conditions, la puissance développée par l'hélice, soit  $(F \times V_s)$ , est aussi égale à l'énergie cinétique communiquée à la masse  $M$ , d'où il résulte que la puissance dépensée  $P_m$  peut s'écrire

$$P_m = FV_e = \rho \frac{\pi D^2}{4} V_e^2 V_s$$

et aussi

$$P_m = \frac{1}{2} MV_s^2 = \frac{1}{2} \rho \frac{\pi D^2}{4} V_e V_s^2.$$

Pour que ces deux expressions soient compatibles il faut qu'on ait :

$$V_e = \frac{V_s}{2}$$

PROBLÈMES CONCERNANT LA SÉCURITÉ

c'est-à-dire, que la vitesse  $V_e$  du courant entrant dans le cercle balayé par l'hélice doit être égale à la moitié de la vitesse  $V_s$  de souffle en-dessous de l'hélice sustentatrice.

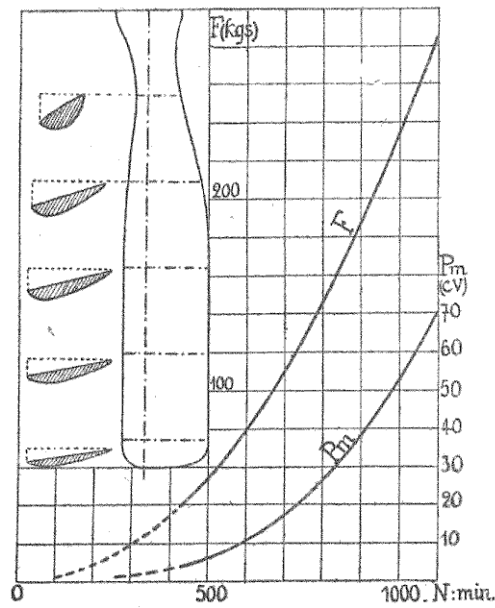


Fig. 99. — Courbes caractéristiques d'une hélice fonctionnant au point fixe. (Hélice n° 5 du Bulletin n° 3 de l'Institut aérotechnique.)

Diamètre : 2,7 m, largeur de pales : 0,25 m. Vue de la forme des pales et des profils des sections; F, courbe de la traction, en kilogrammes, en fonction du nombre de tours par minute : N;  $P_m$ , courbe de la puissance absorbée, en chevaux, en fonction du nombre de tours par minute : N.

Compte tenu de cette relation on a finalement :

$$F = \rho \frac{\pi D^2}{4} \frac{V_s^2}{2}$$

⊗ 305 ⊗

TOUSSAINT. — 20

# L'AVIATION ACTUELLE

$$P_m = \rho \frac{\pi D^2}{4} \frac{V_s^3}{4}.$$

On en déduit :

$$\frac{F}{P_m^{2/3}} = 0,5 \sqrt[3]{4\pi\rho} \sqrt[3]{D^2}$$

ou

$$F = 0,5 \sqrt[3]{4\pi\rho} \sqrt[3]{P_m^2 D^2}.$$

La valeur maximum théorique de la qualité sustentatrice  $K_F$  serait donc

$$K_{F(\max)} = 0,5 \sqrt[3]{4\pi\rho} = 0,582 \quad \text{pour } \rho = 0,125.$$

Le rapport  $\frac{0,48}{0,582} = 0,83$  entre les maxima expérimentaux et théoriques exprime les pertes dues aux frottements et tourbillonnements.

*Remarque.* — La valeur maximum pratique  $K_F = 0,48$  a été trouvée pour une hélice à deux pales (fig. 99), de profil plan convexe, de largeur moyenne  $l/r = 0,096$  et dont le pas relatif au  $3/4$  du rayon était 0,45. Enfin pour cette même hélice on avait  $\beta = 0,006$ . Il en résulte que d'après tous les résultats expérimentaux connus les caractéristiques aérodynamiques maxima, admissibles dans le calcul d'un hélicoptère, sont données par les relations proposées par M. Margoulis<sup>1</sup>

$$F = 8,5 \sqrt[3]{P_m^2 D^2}$$

et

$$N = 1.390 \sqrt[3]{\frac{P_m}{D^5}}$$

1. *Loc. cit.*

#### PROBLÈMES CONCERNANT LA SÉCURITÉ

dans lesquelles  $P_m$  est exprimé en chevaux,  $N$  en tours par minute,  $D$  en mètres et  $F$  en kilogrammes.

Abstraction faite de toute question de stabilité, la montée verticale de l'hélicoptère ne semble pas devoir donner lieu à des difficultés. Toutefois, comme le rapport  $\frac{w}{nD}$ , partant de zéro, au point fixe, augmente avec  $w$ , la sustentation  $F$  diminue et l'on doit pouvoir augmenter le nombre de tours  $n$  pour maintenir la vitesse ascensionnelle et disposer par suite d'un excédent de puissance motrice. L'altitude maximum ou plafond que pourra atteindre l'hélicoptère dépendra de cet excédent de puissance comme c'est le cas pour un avion.

*Descente verticale de l'hélicoptère en vol plané.* — Un problème non moins important que la possibilité de montée est celui de la descente planée avec moteur éteint. Les hélices tournant débrayées sont susceptibles de fournir une résistance unitaire dont le maximum expérimental n'a pas dépassé celle du disque circulaire de même diamètre. Encore faut-il que les hélices puissent, par changement de pas, se mettre en autorotation dans le sens direct. Dans ces conditions, il est actuellement à peu près impossible d'assurer la descente planée verticale : avec une vitesse maximum de chute ne dépassant pas 4,5 à 5 m : sec.

Ce maximum étant déjà une limite acceptable seulement dans l'hypothèse d'un amortissement convenable à l'arrivée au sol, par un train d'atterrissage élastique et freiné.

En adoptant le coefficient unitaire de résis-



tance du disque plein ( $C = 1,2$ ) la valeur de l'effort de freinage sera :

$$F_r = 1,2 \rho/2 S w^2 \quad \left( S = \frac{\pi D^2}{4} \right)$$

Puisque la sustentation maximum est donnée par

$$F_{(\max)} = 8,5 \sqrt[3]{P_m^2 D^2}$$

on peut admettre que la sustentation normale qui équilibre le poids de la machine correspond aux  $3/4$  de la puissance motrice (compte tenu ainsi de l'excès de puissance nécessaire à la montée).

On aura donc :

$$F = P = 8,5 \sqrt[3]{0,75^2 P_m^2 D^2} = 7,62 \sqrt[3]{P_m^2 S}.$$

L'égalité du poids et de l'effort de freinage donne alors

$$0,075 S w^2 = 7,62 \sqrt[3]{P_m^2 S}.$$

Il en résulte :

$$w^2 = 101 \sqrt[3]{\left(\frac{P_m}{S}\right)^2}.$$

Pour  $P_m = 115$  chevaux, avec  $S = 155$  mètres carrés, on trouve :  $w = 9$  m/sec.

Pour  $P_m = 115$  chevaux, et avec  $S = 77$  mètres carrés, on trouve :  $w = 11,5$  m/sec.

Ces valeurs sont évidemment inacceptables. En vue de résoudre ce problème de la descente planée on a proposé (suivant les principes d'un brevet de 1905 du colonel Crocco) de « braquer » les pales à proximité du sol pour produire un effet analogue à celui de l'avion qui se redresse en cabrant après un vol plané. Pendant la des-

cente, les hélices seraient maintenues à l'angle du maximum de freinage, leur vitesse d'autorotation étant corrélativement très grande. Au moment du braquage, la vitesse de rotation se maintiendrait par inertie et l'hélice fonctionnerait en « sustentatrice » pour amortir la vitesse de chute. Aucune raison théorique ne s'oppose à l'efficacité de cette manœuvre, cependant elle devra être très rapide et très précise. De même le débrayage avec le moteur et le mécanisme de changement de pas comportent des difficultés de réalisation.

*Descente planée oblique avec hélice tournant en aéromoteur.* — La réalisation de telles descentes planées avec une hélice sustentatrice constituée spécialement pour fonctionner en aéromoteur est pratiquée couramment par l'*Autogyre* de M. La Cierwa. On sait qu'une des particularités de cette machine est le degré de liberté laissé aux pales : par oscillation, limitée, autour d'un axe perpendiculaire à l'axe de rotation. Ainsi, dans le vent horizontal ou oblique, la compensation se fait automatiquement entre le poids de la pale, la force centrifuge et la poussée aérodynamique.

Mais l'hélice sustentatrice tracée pour le vol sustenté au moteur ne peut pas aisément devenir l'hélice sustentatrice optimum par autorotation, de sorte que la descente planée oblique d'un hélicoptère pur est encore à expérimenter au laboratoire.

*Le vol horizontal de l'hélicoptère* est un problème extrêmement complexe et les expérimentations actuelles sont insuffisantes pour prévoir les performances réalisables dans ces conditions.

#### L'AVIATION ACTUELLE

Ces difficultés, jointes à celle de la descente planée, ont incité des inventeurs à s'orienter vers le problème de l'aéroplane-hélicoptère. Il serait téméraire en l'état actuel de la question de présumer laquelle des deux solutions l'emportera. Encore nous n'avons pas parlé de la question de stabilité qui semble assez précaire et pour laquelle l'analyse est difficilement applicable.

A la lumière des expérimentations méthodiques, dues aux réalisateurs modernes de l'hélicoptère, on peut espérer des progrès notables sur nos connaissances actuelles en cette matière. La recherche de la sécurité de navigation aérienne a incité ces réalisateurs à la construction d'hélicoptères de conception et de forme variées. Nul ne s'étonnera, devant les difficultés considérables du problème technique à résoudre, que les tentatives les plus ingénieuses, toutes courageuses, méritoires et onéreuses, n'aient pas encore abouti à des résultats pratiques. L'avion, dans sa forme actuelle et dans les possibilités qu'il révèle chaque jour, fait oublier parfois les époques, à peine éloignées de vingt ans, où les bonds les plus courts étaient rares et considérés comme des prouesses sensationnelles.

Les « machines à voler » de cette période n'avaient pas non plus les formes et les proportions des avions modernes. Leur stabilité était inconnue.

L'hélicoptère moderne en est peut-être à la même période d'évolution.

Pour terminer ce rapide exposé nous citerons, parmi les réalisations actuelles et expérimentées, celles de Ehmichen et Pescara en France, Karman-Petroczy en Autriche (1918), de Bothezat en

*Hongrie*  
» 310 «

Amérique, Berliner en Italie, von Baumhauer en Hollande.

L'hélicoptère Ehmichen comporte : 1° quatre hélices sustentatrices à deux pales, deux de 7<sup>m</sup>,60 de diamètre et deux de 6<sup>m</sup>,40 de diamètre, soit une surface totale des « cercles balayés » égale à 155 mètres carrés ; ces hélices, portées par une charpente cruciforme, sont actionnées par un moteur rotatif Rhone 120 chevaux ; 2° deux hélices propulsives ; 3° cinq hélices auxiliaires dites « évolueurs » pour la stabilité et la manœuvrabilité. Le poids total est d'environ 1.000 kilogrammes.

L'hélicoptère Pescara comporte deux hélices à pales biplanes, superposées suivant un axe vertical. Le diamètre des hélices est de 6<sup>m</sup>,40, elles sont actionnées par un moteur Rhone 120 chevaux.

L'hélicoptère de Bothezat comporte : 1° quatre hélices sustentatrices de 8 mètres de diamètre à quatre pales très larges ; 2° deux hélices propulsives à quatre pales à pas réversible ; 3° deux petites hélices à pas variables pour le contrôle en direction.

L'hélicoptère Berliner est actuellement un hélico-aéroplane comportant une cellule sustentatrice triplane et deux hélices sustentatrices à deux pales. Une petite hélice sustentatrice placée à l'arrière du fuselage est prévue pour la commande de l'inclinaison longitudinale. Il est muni d'un moteur de 220 chevaux. En cas d'arrêt du moteur, le vol plané est assuré par la cellule triplane, les contrôles longitudinal, latéral et de route étant assurés par les organes habituels des avions.

Le poids total serait d'environ 900 kilogrammes

#### L'AVIATION ACTUELLE

et les hélices sustentatrices ont un diamètre de 4<sup>m</sup>,50.

Dans le même ordre d'idée on étudie actuellement la réalisation d'avions munis d'une *roue* sustentatrice et propulsive. Ces roues sont constituées par des ailes ou palettes, tournant autour d'un axe parallèle à leur envergure et oscillant par un mouvement secondaire, pendant la rotation principale. En faisant varier l'incidence des pales on peut produire à volonté : une sustentation verticale ou une propulsion horizontale. C'est le cas de la roue de M. Strandgren, actuellement en expérimentation au laboratoire.

Dans le système de roue sustentatrice de M. Moineau la direction de marche est parallèle à l'axe de rotation, la propulsion étant assurée par inclinaison longitudinale ou par une hélice propulsive indépendante.

INTRODUCTION. . . . .	I
CHAPITRE I. — <b>Etude aérodynamique de l'avion</b> . . . . .	I
a) Généralités. Objet de l'étude. . . . .	I
b) Notations et définitions. . . . .	6
§ 1. — ETUDE DES ÉLÉMENTS NON SUSTENTATEURS OU DES RÉSISTANCES PASSIVES . . . . .	9
a) Les causes de la résistance aérodynamique. . . . .	10
b) La résistance due aux pressions et aux dépres- sions dynamiques . . . . .	13
c) La résistance due au frottement superficiel de l'air . . . . .	25
d) Caractéristiques aéro-dynamiques des princi- pales résistances passives d'un avion. . . . .	34
e) Les résistances passives dues aux empen- nages. . . . .	51
§ 2. — ETUDE DES ORGANES SUSTENTATEURS. . . . .	58
a) Calcul des ailes monoplanes. . . . .	58
b) Calcul des cellules multiplanes. . . . .	67
c) Influence de la forme du profil des ailes susten- tatrices. . . . .	89
d) Les centres de poussée et le moment de la résultante aérodynamique sur les organes sustentateurs . . . . .	101
e) Les lois de similitude pour les organes susten- tateurs . . . . .	106

## TABLE DES MATIÈRES

§ 3. — PROFILS SPÉCIAUX ET DISPOSITIONS PARTICULIÈRES DES ORGANES SUSTENTATEURS . . .	114
a) Ailes à courbure variable . . . . .	114
b) Ailerons de courbure . . . . .	117
c) Avions à surface variable . . . . .	126
d) Avion à surface et courbure variables. . . . .	128
e) Le profil d'aile à fentes . . . . .	130
§ 4. — ÉTUDE DES ORGANES DE STABILITÉ ET DE MANŒUVRABILITÉ . . . . .	135
1) Les organes de stabilité et de manœuvrabilité longitudinales. . . . .	135
a) Profils des empennages horizontaux . . . . .	137
b) Forme en plan des empennages horizontaux. . . . .	137
c) Propriétés particulières de l'empennage avec partie fixe et partie mobile. . . . .	139
d) Les organes de stabilité longitudinale à leur emplacement sur l'avion. . . . .	148
2) Les organes de stabilité et de manœuvrabilité latérales . . . . .	153
3) Les organes de stabilité de gyration . . . . .	158
§ 5. — ÉTUDE DES ORGANES PROPULSEURS . . . . .	162
CHAPITRE II. — Etude des ensembles d'éléments d'avions . . . . .	172
§ 1. — ÉTUDE DE L'ENSEMBLE : AILE + FUSELAGE . . . . .	172
§ 2. — ÉTUDE DE L'ENSEMBLE : AILE + FUSELAGE + EMPENNAGES. . . . .	178
§ 3. — ÉTUDE DE L'AVION COMPLET . . . . .	180
§ 4. — ÉTUDE DE L'ÉQUILIBRE ET DE LA STABILITÉ LONGITUDINALE. . . . .	189
CHAPITRE III. — Les essais de l'avion au Laboratoire aérodynamique et en vol. . . . .	196
§ 1. — LES ESSAIS DE L'AVION AU LABORATOIRE AÉRODYNAMIQUE . . . . .	196
§ 2. — LES ESSAIS EN VOL DES AVIONS . . . . .	209

# TABLE DES MATIÈRES

CHAPITRE IV. — L'aviation actuelle. . . . .	238
§ 1. — L'AVIATION MILITAIRE. . . . .	238
a) L'aviation de reconnaissance . . . . .	239
b) L'aviation de chasse . . . . .	252
c) L'aviation de bombardement. . . . .	254
§ 2. — L'AVIATION MARITIME . . . . .	264
§ 3. — L'AVIATION COMMERCIALE ET L'AVIATION CIVILE . . . . .	267
§ 4. — RECORDS DIVERS DE L'ÉPOQUE ACTUELLE . .	271
§ 5. — L'AUGMENTATION DES VITESSES ET DU PLAFOND PAR L'EMPLOI DE MOTEURS SURALIMENTÉS .	278
CHAPITRE V. — Les problèmes d'aérotechnique concernant spécialement la sécurité . . . . .	287
1° Sécurité de construction des avions. . . . .	287
2° Sécurité de vol au point de vue aérodynamique .	288
3° Sécurité de fonctionnement des groupes motopro- pulseurs . . . . .	296
4° Sécurité due aux qualités professionnelles du per- sonnel navigant. . . . .	300
5° Les avions à voilures sustentatrices tournantes.	301





