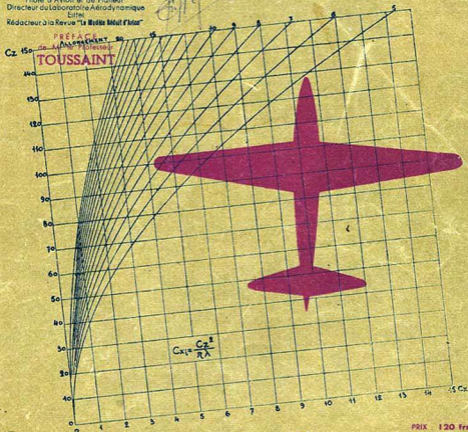


L'AERODYNAMIQUE A LA PORTÉE DE TOUS

par
Marcel CHABONAT

Pilote d'Avion et de Friseur
Directeur du Laboratoire Aérodynamique
Eiffel
Rédacteur de la Revue "La Vie des Aérodynamiciens"

PRÉFACE
de M. le Professeur
TOUSSAINT



PRIX : 120 Frs

PUBLICATIONS



74, RUE BONAPARTE, 74
PARIS - 6^e

Marcel CHABONAT

Pilote d'Avion et de Planeur

Directeur du Laboratoire Aérodynamique Eiffel

Rédacteur à la Revue " LE MODÈLE RÉDUIT D'AVION "

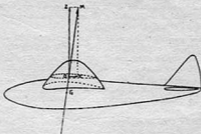
L'AÉRODYNAMIQUE A LA PORTÉE DE TOUS

PRÉFACE

de Mr le Professeur

TOUSSAINT

Directeur de l'Institut Aérotechnique de Saint-Cyr



Édité par les

PUBLICATIONS



74, RUE BONAPARTE, 74
PARIS

PREFACE

L'Aérodynamique est une branche de la Science moderne qui s'impose à l'appétit intellectuel des Jeunes. Parmi ceux-ci les Modélistes constituent une élite du fait de l'habileté manuelle qu'ils possèdent et aussi du fait de leur esprit de recherche constamment en éveil. En vue de compléter et même d'exacerber ces dispositions il est indispensable de leur enseigner les principes élémentaires et immédiatement utilisables de l'Aérodynamique. Tel est le but de l'ouvrage que je dois préfacier.

L'auteur de cet ouvrage est bien connu pour son dévouement à la Cause modéliste et aussi pour sa culture dans le domaine aérodynamique. Les clients du Laboratoire Aérodynamique qu'il dirige le connaissent aussi comme un expérimentateur de grande classe et je me félicite d'avoir peut-être contribué au développement d'une si belle vocation. Il était donc particulièrement qualifié pour écrire ce livre d'études et d'applications. Le lecteur y trouvera l'essentiel de ce qu'il importe de connaître et de comprendre en aérodynamique élémentaire. Un exposé substantiel de l'outillage expérimental du Laboratoire aérodynamique constitue une excellente initiation. Ensuite le lecteur sera mis en contact avec la réalité des résistances aérodynamiques sous les formes variées où elles se présentent. Il acceptera les formules qui les traduisent algébriquement parce qu'il en verra l'utilité et la mise en œuvre élégamment simplifiée. Les questions de centrage, d'équilibre et de stabilité seront également comprises grâce à des exemples raisonnés et persuasifs.

Il m'est arrivé parfois d'annoncer à mes auditeurs que l'Aérodynamique est une science difficile et complexe du fait qu'elle associe des résultats expérimentaux variés et parfois désordonnés avec des résultats théoriques précieux mais difficiles à justifier sans calculs relativement compliqués.

Il est évident que cet avertissement ne concerne pas l'étape que l'ouvrage de M. CHABONAT permet de franchir. Pour ceux qui voudront aller plus avant l'ouvrage en question demeurera la référence fondamentale.

Saint-Cyr, le 19 Décembre 1946.

A. TOUSSAINT.

Ce modeste ouvrage a pour but de mettre à la portée des modélistes ou des personnes que l'aviation intéresse les notions élémentaires de l'aérodynamique.

Ces notions leur permettront de mieux comprendre le fonctionnement des avions ou de leurs organes principaux et d'établir un projet aérodynamique correct de modèle réduit, et même de petit avion.

Nous avons cherché à réduire au minimum les calculs qui réduisent parfois, en les remplaçant, chaque fois qu'il a été possible de le faire, par des aboques d'un emploi facile.

Un exemple d'étude aérodynamique de planeur modèle réduit met en application les données contenues dans cette brochure.

Nous espérons avoir mis à la portée des jeunes un outil qui, tout en les aidant à comprendre le vol et l'équilibre de l'avion, leur donnera peut-être le goût de l'aérodynamique et les orientera vers l'étude plus poussée de cette science moderne et attrayante.

L'AUTEUR.

Nombreux sont les modélistes qui, lorsqu'on leur parle d'aérodynamique, répondent ou pensent : « C'est trop difficile pour moi. » Et la légende finit par se répandre que cette jeune science est ardue, impénétrable et réservée à une élite.

Rien n'est plus faux ; chacun peut apprendre aisément les notions d'aérodynamique, permettant de mieux comprendre l'établissement et le vol des modèles réduits. Cela permettra de ne plus se borner à copier servilement l'appareil vainqueur du dernier concours, mais d'en concevoir de nouveaux, dont l'étude raisonnée amènera des progrès sensibles dans les performances.

Nous allons essayer d'exposer dans cet ouvrage, d'une façon simple, ce que vous considérez encore comme difficile, en nous bornant toutefois à l'étude des connaissances pratiques directement utilisables par les modélistes, et vous verrez, nous l'espérons, que l'étude aérodynamique d'un modèle est à la portée de tous. L'aérodynamique est avant tout une science expérimentale. Or, tous les modélistes étant eux-mêmes des expérimentateurs, nous pensons qu'ils sont parfaitement capables d'assimiler facilement les notions que nous allons leur exposer.

Nous allons tout d'abord voir quelles longues et patientes recherches ont permis d'aboutir à l'aérodynamique actuelle.

CHAPITRE PREMIER

a) Historique

Pour mesurer la résistance de l'air, les expérimentateurs disposaient de deux méthodes :

- 1° Déplacer le corps à étudier dans l'air calme ;
- 2° Soumettre le corps immobile à l'action d'un courant d'air régulier.

Par suite du principe du mouvement relatif, les deux méthodes peuvent être adoptées ; mais la première présente deux difficultés : l'air n'est jamais parfaitement calme, et le déplacement rectiligne d'un corps dans l'air nécessite une installation importante et coûteuse. Pour tourner cette difficulté, on a remplacé le mouvement rectiligne par le mouvement de rotation autour d'un axe (manège) ; mais on a ainsi introduit des causes d'erreurs. En effet, les différents points du modèle essayé ne sont pas animés de la même vitesse ; la force centrifuge modifie l'écoulement de l'air, et, après un tour complet, le corps passe dans les remous qui constituent son sillage.

Il est donc préférable de laisser le corps immobile et de le plonger dans un courant d'air artificiel.

Parmi les expérimentateurs ayant utilisé le mouvement circulaire, citons : Saucaton (1782), Hutton (1786), Thibault (1828), Goupil, Marey, Mauerstromm, Von Lossel, Reichel, Renard, Dines, Langley, Hagin, Recknagel.

Ceux qui ont employé le mouvement rectiligne sont : Morin, Plober et Didon, Ricour, Cailliet et Collardeau, Le Dantec, Canovetti, Eiffel.

Enfin, le courant d'air circulant autour du modèle fut employé, en France, par Renard, Eiffel et Rateau ; en Allemagne, par Prandtl ; en Angleterre, par Sir Hiram Maxim ; en Russie, par Riabouchinsky.

Voici quelques dispositifs imaginés par les premiers expérimentateurs.

La balance dynamométrique du colonel Renard (fig. 1). Un moteur électrique M porte un bras B recevant en S et S' ses surfaces à essayer. Le moteur est solidaire d'un Bâ, portant deux plateaux P et une aiguille A, qui se déplace devant un cadran G ;

le tout est monté sur couteaux C. La palette O plonge dans un bac plein d'eau, pour amortir les oscillations. Les moulinets Renard sont encore employés pour la mesure de la puissance des moteurs.

L'appareil de Canovetti (fig. 2) comprend un chariot porteur pesant, qui se déplace sur un fil incliné F, et porte à sa partie inférieure la surface à essayer S. La mesure des vitesses avec et sans surface permet de calculer la résistance de celle-ci.

Le tunnel de Koutchikine (fig. 3) comprend un tube horizontal T, parcouru par un courant d'air aspiré par un ventilateur V. Le

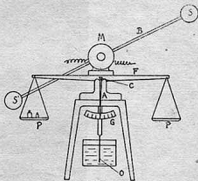


FIG. 1

modèle à essayer est placé en M. Des fenêtres en verre permettent d'observer le modèle. Pour régulariser le courant d'air, l'aspiration se fait dans un tube U, concentrique au premier.

b) Les travaux de M. Eiffel

M. Eiffel utilisa sa tour métallique pour effectuer des recherches sur la résistance de l'air. A cet effet, un appareil de chute fut créé (fig. 5).

Son principe est le suivant : Une masse pesante, poussant devant elle la plaque S, par l'intermédiaire de ressorts tarés r , tombe, guidée par un câble vertical C. Sous l'action de la résistance de l'air, les ressorts se tendent, et la mesure de leur tension

Cet appareil, qui a permis d'obtenir des résultats fort intéressants, ne permettait pas d'étudier les surfaces utilisées en aviation :

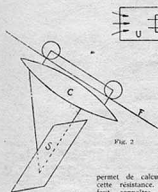


Fig. 2

permet de calculer cette résistance. Il faut connaître la vitesse correspondante ; à cet effet,

un diapason D, donnant 100 vibrations par seconde, mis en mouvement au début de la chute et solidaire de la partie mobile, est muni d'un style qui peut se déplacer le long d'une génératrice d'un cylindre vertical O, porté par le bâti de l'appareil. Ce cylindre, couvert de papier noirci à la fumée,

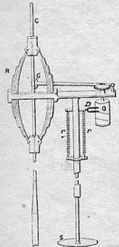


Fig. 5

tourne avec une vitesse proportionnelle à la vitesse de chute, grâce à un galet G muni de fines dentelures, qui roule le long du câble, sur lequel il est énergiquement pressé. En même temps, le diapason inscrit sur le cylindre le temps écoulé depuis l'origine de la chute.

On peut donc déterminer pour chaque valeur de la vitesse la résistance à l'avancement correspondante, par l'examen des diagrammes qui donnent les efforts, les espaces et les temps.



Fig. 3

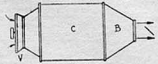


Fig. 4

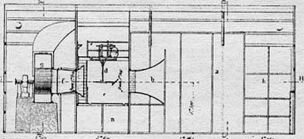


Fig. 6

aussi M. Eiffel installa-t-il au Champ de Mars son premier laboratoire (fig. 6), dont voici la description :

Un ventilateur aspirant, d'une puissance de 70 CV, fait passer, dans une chambre d'expériences parfaitement close, une colonne d'air ayant un diamètre de 1 m. 50 et une vitesse de 5 à 20 mètres par seconde, sans qu'il en résulte aucun remous dans cette chambre. La surface à essayer, placée dans le courant d'air, est reliée à une balance spéciale, qui permet d'obtenir ses caractéristiques aérodynamiques.

Cette première soufflerie type Eiffel a servi de point de départ à presque toutes celles qui furent construites par la suite dans le monde entier.

CHAPITRE II

Les souffleries

Il existe différents types de souffleries, que nous allons examiner successivement. Remarquons que, dans tous les cas, le courant d'air est aspiré. On a constaté, en effet, que les courants d'air aspirés étaient toujours plus réguliers que les courants d'air refoulés.

I. Souffleries système Eiffel. — Elles comprennent un collecteur, une chambre d'expériences et un diffuseur (fig. 7).

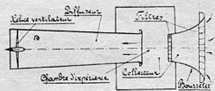


Fig. 7

Dans le collecteur, muni d'un bourrelet d'entrée, qui facilite l'accès des filets fluides, l'air pénètre et se dirige vers la chambre d'expériences, où l'on place le modèle à essayer. Il faut donc qu'à cet

endroit, les filets soient bien parallèles. Aussi dispose-t-on à l'entrée du collecteur un filtre convergent, dont les aubes canalisent l'air.

Parfois, un second filtre à aubages parallèles est placé à la sortie du collecteur pour mieux redresser les filets d'air.

C'est dans la chambre d'expériences que le courant d'air atteint sa vitesse maximum avant d'entrer dans le diffuseur, qui possède aussi un cône ou un bourrelet d'entrée.

Le diffuseur est un tronç de cône, ayant 7 à 8 degrés d'angle au sommet, à l'extrémité duquel est placée l'hélice du ventilateur qui aspire l'air.

L'ensemble de la soufflerie est placé dans un hall, et le retour de l'air s'effectue librement à vitesse réduite.

Si la chambre d'expériences comporte des parois entourant la veine, la soufflerie est dite à veine fermée ; si elle n'en possède pas, elle est à veine ouverte. La veine est souvent de forme circulaire ; elle peut être carrée, rectangulaire ou elliptique.

II. *Souffleries à retour.* — Dans certaines souffleries, le retour d'air s'effectue par un conduit qui guide l'air. Ce sont des souffleries à retour. Le collecteur et le diffuseur existent encore, mais leurs formes et leurs dimensions sont modifiées, ainsi que la position de l'hélice-ventilateur. Des aubages directeurs sont disposés dans les coudes des conduits pour combattre la force centrifuge, qui projeterait les filets d'air vers la paroi extérieure, et assurer ainsi une bonne répartition de la vitesse dans la veine (fig. 8).

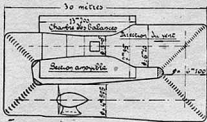


FIG. 8

III. *Soufflerie à densité variable.* — Les dimensions des maquettes essayées dans les souffleries sont relativement faibles par rapport à celles des appareils réels, tandis que la vitesse normale d'essai dépasse rarement 50 mètres par seconde. Aussi le produit Vitesse Dimension, réalisé en soufflerie, est-il considérablement plus faible qu'en vol réel.

Pour obtenir des résultats comparables aux conditions de vol, on a pensé à utiliser l'air comprimé, dont la densité augmente avec le taux de compression. A cet effet, les Américains ont construit une soufflerie à retour, à densité variable, d'un diamètre de 1 m. 52 (fig. 9).

La pression utilisée peut atteindre 20 atmosphères.



FIG. 9

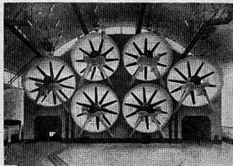
Les résultats fournis par cette soufflerie sont fort intéressants.

IV. *Souffleries verticales.* — On peut avoir besoin d'étudier certains appareils en vol vertical : parachutes, avions en vrille, hélicoptères, etc.; aussi a-t-on établi des souffleries à axe vertical, dans lesquelles le courant d'air est dirigé de bas en haut. Le modèle à essayer est libre, et l'on règle la vitesse du vent de telle sorte qu'elle soit égale à la vitesse de descente de l'appareil à étudier. On peut ainsi observer ou cinématographier l'appareil, qui se maintient sensiblement à hauteur constante.

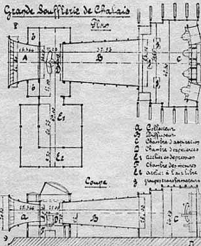
V. *Souffleries inclinables.* — Dans certains cas, il est préférable de faire évoluer librement le modèle à essayer, en vol normal,

pour le soumettre à des remous artificiels ou à des rafales, afin de voir comment il se comporte. Les Américains ont réalisé une soufflerie spéciale pour y effectuer ces différents essais.

VI. *Les grandes souffleries.* — Certains problèmes posés par l'étude des avions sont impossibles à résoudre dans les petites souffleries : étude de refroidissement de moteurs réels, essais d'hélices en grandeur, essais de maquettes motorisées de très gros appareils, d'autogires ou d'avions réels, etc. Aussi a-t-on été amené à construire des grandes souffleries dans de nombreux pays.



En France, nous disposons de celle de Chalais-Meudon, qui présente un certain nombre de caractéristiques particulières. Les photographies ci-contre et la figure 10 permettent de se rendre compte de cette réalisation grandiose, qui fait honneur au génie français. La soufflerie de Chalais est une soufflerie à aspiration, comprenant une veine libre, un collecteur et un diffuseur, comme les souffleries du type Eiffel. Elle se différencie de ces dernières par l'adjonction, à l'extrémité du diffuseur, d'une grande chambre étanche, où



six hélices ventilateurs de 8 m. 70 de diamètre, travaillant en parallèle, créent une aspiration bien régulière par la présence de la chambre elle-même. La répartition des vitesses dans la veine est tout à fait remarquable.

Dans la chambre d'expériences, la veine est une ellipse de 16 m. X 8 m. (surface 100 m² environ). La vitesse atteint 50 mètres par seconde, soit 180 kilomètres à l'heure. La longueur de la partie libre est de 11 mètres.

Chaque hélice ventilateur, qui comporte dix pales, est mise en mouvement par un moteur électrique de 1.000 CV, à vitesse variable. Deux groupes convertisseurs de 3.000 CV chacun sont installés dans la chambre d'aspiration, ainsi que les tableaux électriques et les transformateurs.

On peut essayer des appareils d'une envergure de 12 mètres. Les gaz d'échappement des moteurs sont rejetés dans l'atmosphère, et l'air aspiré est toujours frais.

L'équipement de cette soufflerie moderne en fait un outil de tout premier ordre, qui, par l'étendue de ses possibilités, est susceptible de rendre les plus grands services à l'aéronautique.

VII. *Souffleries à grande vitesse.* — Elles sont du type Eiffel, à veine fermée, de petit diamètre. Leur diffuseur est long pour obtenir un meilleur rendement. La vitesse critique atteint 200 mètres par seconde.

Ces souffleries permettent l'étalonnage des appareils indicateurs de vitesse placés à bord des avions.

VIII. *Souffleries supersoniques.* — Ces souffleries sont destinées à étudier le comportement des profils d'ailes à des vitesses supérieures à la vitesse du son et les écoulements correspondants. Le problème de l'avion à réaction nécessite l'emploi de ces souffleries, qui se multiplient actuellement dans le monde entier.

IX. *Souffleries à faible turbulence.* — Dans le but de réduire la turbulence du courant d'air, on a étudié des souffleries spéciales, ayant les caractéristiques suivantes. Le collecteur d'entrée présente une section de 7 à 12 fois plus grande que la section de la chambre d'expériences. Son tracé est différent de celui des souffleries classiques. Il est précédé d'une partie cylindrique dite chambre de tranquillisation. Des grilles aérées, disposées à l'entrée et à la sortie de cette chambre, permettent d'avoir un courant d'air à faible turbulence.

Ce bref examen des différents types de souffleries montre quel développement a pris en trente ans l'aérodynamique expérimentale dont nous allons poursuivre l'étude.



Fig. 12

CHAPITRE III

Possibilités des souffleries

Le but des essais d'un modèle d'avion en soufflerie est de déterminer les efforts aérodynamiques qu'il supporte.

Avant de voir quels sont les appareils employés pour la mesure de ces efforts, il est nécessaire de rappeler en passant quelques notions élémentaires d'aérodynamique qui nous aideront à comprendre le fonctionnement de ces appareils.

Considérons une aile à profil biconvexe symétrique soumise à l'action d'un courant d'air (fig. 12). Elle peut, dans la veine de la soufflerie, pivoter autour de son bord d'attaque O, afin de se présenter à l'action du vent sous différentes incidences. Pour chacune de ces incidences (ou angle d'attaque), nous avons besoin de connaître :

La sustentation, ou Portance ;

La résistance à l'avancement, ou Traînée ;

La position de la résultante de ces deux forces.

Supposons notre aile placée à l'incidence 0°. Les filets d'air contourneront le profil et poursuivront leur chemin horizontalement derrière lui. Il n'y a pas de sustentation, mais il y a une traînée T. L'angle de portance nulle pour un profil biconvexe symétrique est 0°.

Plaçons maintenant notre aile à une incidence positive (fig. 13). Le courant d'air provoque une dépression sur le dessus du profil (extrados) et une pression sous le profil (intrados). Il y a donc sustentation. Continuons à augmenter l'incidence, la sustentation augmente toujours, passe par un maximum, puis diminue (fig. 14).

La résistance à l'avancement, qui était minimum à 0°, augmente avec l'incidence (fig. 15).

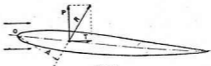


Fig. 13

Si nous portons, à partir de deux axes OX et OY, les valeurs de la traînée parallèlement à OX, et celles de la poussée parallèlement à OY, nous obtenons la « Polaire » de l'aile essayée (fig. 16).

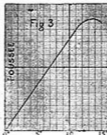


Fig. 14

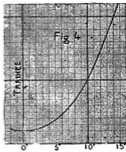


Fig. 15

Nous reviendrons plus longuement sur les propriétés de cette polaire.

Il nous faut connaître le point d'application de la résultante. Pratiquement, on mesure le Moment de cette résultante par rapport au bord d'attaque de l'aile. Ce moment est égal au produit de la résultante par sa distance au bord d'attaque. On abaisse de O la perpendiculaire sur R pour avoir cette distance d (fig. 13).

On constate que, pour un profil biconvexe symétrique, toutes les résultantes passent par un même point pour les angles usuels.

Pour un profil non symétrique, l'angle de portance nulle et l'angle du minimum de traînée sont différents de 0°, et le point d'application de la résultante se déplace avec l'incidence.

Pour établir un avion ou un modèle réduit d'avion, nous avons besoin de connaître la Polaire de l'aile employée, afin de la caler à l'incidence, qui nous donnera la sustentation choisie, tandis que la position du point d'application de la résultante (appelé aussi Centre de poussée) nous donnera le centrage correspondant.

Dans le cas d'un avion complet, nous pourrions choisir la position de notre aile, afin que, placée sur le fuselage, elle ne détermine pas une interaction, qui augmente la traînée, de façon anormale. Nous pourrions voir aussi l'influence d'un congé de raccordement entre l'aile et le fuselage.

Nous choisirions également le calage d'empannage, qui nous donnera le minimum de traînée pour l'angle de vol désiré. La meilleure Polaire obtenue sera adoptée pour la réalisation de notre appareil.

Toutes ces données : Portance, Traînée, Polaire, nous seront fournies par les balances aérodynamiques.

Mais nous devons aussi connaître comment se comportera notre appareil au point de vue de la stabilité pour différents centrages.

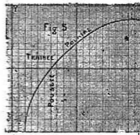


Fig. 16

Ce sont les girouettes aérodynamiques qui permettent d'effectuer les essais de stabilité longitudinale et de stabilité de route. Pour la stabilité latérale, la mesure des couples de roulis nous donnera toutes indications sur la tenue de nos appareils.

Et si, parfois, un empennage semble inefficace dans certaines conditions de vol, l'étude du allage de l'aile nous permettra de placer cet empennage hors des zones défavorables.

Mais, aussi, le souffle de l'hélice modifie l'écoulement de l'air sur les empennages. Là encore, nous pourrions effectuer en soufflerie les essais de stabilité de maquettes motorisées aux différents régimes de vol et remédier aux modifications qu'apporte le souffle d'hélice dans la stabilité des appareils.

Il est nécessaire de connaître la répartition des pressions sur les ailes, les ailerons, les volets, afin de calculer les efforts que ces organes supportent en vol. Les essais en soufflerie nous donneront tous les renseignements désirés.

Et, pour finir, l'hélice fera l'objet de nombreux essais, grâce à un outillage spécial qui nous permettra d'en connaître toutes les caractéristiques. Il sera possible ainsi d'adapter à un avion donné l'hélice qui lui convient, en tenant compte de ses caractéristiques (poids, vitesse, polaire) et de la puissance disponible.

Enfin, il est très utile de voir comment s'écoule l'air autour d'une maquette ; on emploie à cet effet certains procédés de visualisation des écoulements.

Nous allons donc examiner successivement les différents appareils de mesure employés en soufflerie, ainsi que la manière de les utiliser.

CHAPITRE IV

La mesure de la vitesse

Pour toute mesure aérodynamique, il est indispensable de connaître avec précision la valeur de la vitesse relative. Nous allons voir comment on mesure la vitesse du courant d'air en soufflerie et la vitesse par rapport à l'air, en plein vol.

En général, pour mesurer la vitesse en soufflerie, on se sert d'un tube de Pitot double. Le plus employé actuellement est du type créé par le Professeur Prandtl. Il se compose (fig. 17) d'une partie cylindrique A, prolongée par une demi-sphère B, au centre de laquelle est percé un orifice O, relié à la canalisation +, qui transmet la pression totale produite par l'air, qui attaque normalement la section d'entrée O. La partie cylindrique comporte un espace annulaire C, relié à la canalisation -, transmettant la pression statique régnant dans le courant d'air qui s'écoule parallèlement à l'axe du cylindre.

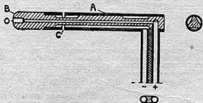


Fig. 17

La différence des deux pressions, mesurée au moyen d'un manomètre, permet de déterminer la valeur de la vitesse.

Dans une soufflerie à chambre étanche, on peut utiliser la dépression qui règne à l'intérieur de la chambre d'expériences pour mesurer la vitesse, en comparant au préalable les indications données par un tube de Pitot placé dans la veine avec celles d'un manomètre dont l'un des orifices est en communication avec l'atmosphère et l'autre avec la chambre d'expériences.

Dans une soufflerie fermée, on peut utiliser une prise de pression statique construite par un orifice débouchant dans la partie cylindrique du tunnel, en amont du modèle à essayer.

Les manomètres employés pour ces mesures, dits microsno-mètres (fig. 18), comprennent une capacité C, contenant de l'alcool coloré, relié à un tube incliné T. Une règle graduée R permet d'effectuer la mesure des dénivellations A. Une vis calante V

permet de régler l'horizontalité de l'appareil, repérée par un niveau à bulle N.

La canalisation + du Pitot est reliée à l'orifice + du manomètre par un tube de caoutchouc, et la canalisation - à l'orifice -.

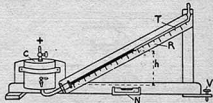


Fig. 18

À bord des avions, pour des mesures instantanées de la vitesse, on emploie un indicateur anémométrique, comprenant une antenne et un récepteur à lecture directe.

Dans l'appareil Badin, l'antenne est constituée par une trompe de Venturi double V (fig. 19), fixée à l'extérieur de l'avion, hors des remous. L'air, en circulant dans la trompe, provoque une dépression très élevée, qui est transmise à une capacité C, dont les déformations, amplifiées par un système de leviers, sont transmises à une aiguille qui se déplace sur un cadran gradué. Bien entendu, la boîte contenant le système récepteur est étanche.

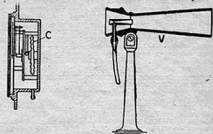


Fig. 19

Un second type d'antenne est constitué par un tube à prises dynamique et statique (fig. 20). Dans ce cas, la prise statique est reliée à l'intérieur de la boîte contenant le récepteur, tandis que la pression dynamique est transmise à la capsule. Le récepteur est analogue au précédent.

On a souvent besoin d'enregistrer la vitesse, aussi bien en laboratoire qu'en vol. Les appareils les plus employés sont l'enregistreur Toussaint Lepère (T.L.) et l'enregistreur Badin.

Le principe du premier est le suivant : Les déformations d'une capacité réceptrice, provoquées par des variations de pression dynamique, sont équilibrées par un ressort et enregistrées sur un cylindre entraîné par un mouvement d'horlogerie.

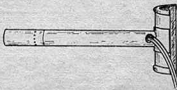


Fig. 20

L'appareil se compose : 1° d'une antenne, formée par un tube de Pitot, et une trompe de Venturi, qui, sous l'action du vent relatif à mesurer, transmettent, l'une, une pression, et l'autre, une dépression ; 2° d'une capacité réceptrice comprenant deux diaphragmes

égaux D (fig. 21), reliés entre eux par une tige rigide T. Chacun de ces disques constitue le fond mobile d'un soufflet F, dont le fond fixe M est solidaire du bâti de l'appareil. Le soufflet supérieur se meut librement à l'intérieur d'une cloche étanche C, qui reçoit la dépression fournie par le Venturi.

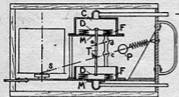


Fig. 21

Le soufflet inférieur reçoit la pression dynamique fournie par le tube de Pitot.

L'effort produit par la pression et la dépression est transmis au parallélogramme articulé abcd, dont un des bras porte le style enregistreur S et le ressort réglable R. Un contrepoids P équilibre les organes mobiles. Les soufflets sont en tissu caoutchouté très souple.

L'appareil, préalablement étalonné en soufflerie, est placé à bord de l'avion dont on désire mesurer la vitesse. Il permet la détermination des performances de nouveaux avions, le contrôle des vols effectués par les élèves-pilotes dans les écoles, la mesure des vitesses au cours de vols acrobatiques, etc.

Dans l'appareil Badin, on utilise comme antenne un tube de Pitot, tandis que le récepteur est constitué par un soufflet élastique en métal mince, enfermé dans un carter étanche, où s'exerce la pression statique, ce soufflet recevant la pression dynamique et se déformant sous l'action combinée de ces deux pressions. L'appareil, enfermé dans un boîtier, comporte, d'une part, le mécanisme porte-aiguille, caractérisé par une action directe du soufflet métallique sur le levier de commande de l'aiguille, et, d'autre part, un cylindre enregistreur, dont le mouvement d'horlogerie est fixe et assure l'enregistrement régulier.

Cet appareil est très précis, puisqu'il permet de mesurer les vitesses avec une approximation de 1 %.

Il existe encore de nombreux appareils permettant la mesure de la vitesse; nous avons examiné simplement ceux dont l'emploi est le plus courant.

Pour mesurer la vitesse des modèles réduits par rapport à l'air, il faudrait utiliser comme antenne un Venturi double ou triple, agissant sur un récepteur très sensible, puisque nos vitesses normales sont comprises entre 5 et 10 mètres par seconde.

CHAPITRE V

Les balances aérodynamiques

L'une des balances les plus anciennes, et, d'ailleurs, toujours employée, est la balance Eiffel, dont le schéma est donné figure 22.

Le modèle à essayer M est monté sur un secteur circulaire S, solidaire d'une tige horizontale L, parallèle au vent. Cette tige coudeé comporte une partie cylindrique E, pouvant tourner dans la douille D, qui termine le bras vertical V, lié au châssis rigide C.

Ce châssis repose sur le bâti supportant la balance par l'intermédiaire de deux séries de couteaux A et B, portant alternativement sur leurs sièges, par la manœuvre de la tige extensible T que l'on peut allonger ou raccourcir au moyen d'un excentrique G. Le levier horizontal L, articulé en O, reçoit la tige T à l'une de ses extrémités, tandis que l'autre supporte le plateau P, sur lequel on place les poids équilibrant l'ensemble.

La méthode employée consiste à déterminer les moments aérodynamiques alternativement par rapport aux couteaux A et B, le modèle se présentant successivement dans deux positions symétriques par rapport au vent, grâce à la rotation de la tige-support (position figurée en pointillé).

La maquette est montée de telle façon que le bord d'attaque F reste fixe dans l'espace lors de la rotation et coïncide avec le point d'intersection de l'axe de rotation avec la verticale du couteau A. La mesure des moments par rapport aux points A et B permet de calculer la poussée, la traînée et le moment de la résultante.

Voyons maintenant comment est réalisée cette balance.

Le bâti est monté sur une armature métallique K, reposant sur deux appuis solides, P 1 et P 2, par l'intermédiaire de quatre vis H, permettant le réglage de l'ensemble.

Ce bâti reçoit deux supports de couteaux AV (1 et 2), deux supports de couteaux AR (3 et 4), ainsi que deux colonnettes (5 et 6) (fig. 23).

La colonnette (5) porte deux sièges de couteaux, sur lesquels repose le couteau d'articulation du fléau (7). La colonnette (6) supporte les vis de blocage du fléau et le dispositif de repérage de la position d'équilibre du fléau. Celui-ci se compose d'un miroir sphérique (8), monté sur un support articulé (9), recevant un rayon

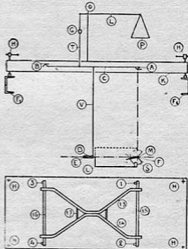


Fig. 22

lumineux provenant d'une lampe électrique, lequel rayon se réfléchit et donne un spot lumineux visible sur l'écran disposé en (10).

L'amplification ainsi obtenue permet une grande précision.

Cette colonnette supporte également le cadran du dispositif de finition des pesées, comprenant une aiguille articulée à friction portant un ressort (11) agissant sur le fléau (7). La course totale de l'aiguille correspond à un poids de 10 grammes, qui serait placé sur le plateau (12). On peut lire ainsi le demi-gramme sur le cadran gradué, tout en évitant l'emploi de petits poids, dont la manipulation est délicate.

Le châssis mobile est formé de deux cornières (13 et 14) rivées entre elles et solidement entretoisées. Elles reçoivent à leur extrémité deux tiges (15 et 16), portant les couteaux C. L'entretoise (17) reçoit un couteau sur lequel s'appuie la tige (18) à excentrique (19) assurant la liaison avec le fléau. Enfin, le châssis supporte à sa partie inférieure le bras vertical (20), solidement contreventé par des renforts (21 et 22).

À sa partie inférieure, le bras comporte une douille cylindrique (23), qui reçoit une tige coudeé (24). C'est sur cette tige que vient se fixer le secteur d'attaque du modèle (25). L'ensemble du bras vertical se déplace à l'intérieur d'un carénage profilé (26), muni d'une partie amovible (27), possédant une ouverture laissant passer le bras horizontal. Lorsqu'on retourne la maquette, le bras pivote de 180° et la partie amovible du carénage également.

Le secteur (28), de section profilée, est gradué en degrés. Il se déplace dans un coulisseau circulaire et possède un vernier (29) permettant de lire le 1/10^e de degré. On peut le bloquer au moyen d'une vis à trou carré (30), sur laquelle on agit avec une clé spéciale.

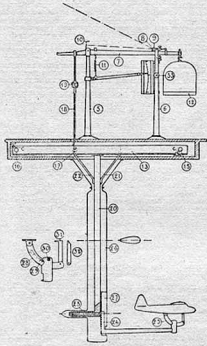


Fig. 23

Le secteur se vise sous la balance. Une bielle profilée (31) assure la rigidité du tout. On emploie une bielle droite (32) ou coudée (31), selon qu'on monte une aile ou un avion.

Conduite d'un essai

Le modèle étant fixé sur la balance, on s'assure que, lors du retournement, l'incidence ne change pas (la flexion du support variant avec le poids de la maquette). S'il y a lieu, on règle l'ensemble en agissant sur les vis calantes H.

On effectue alors sans vent les pesées sur les couteaux AV, en donnant à la maquette toutes les incidences que l'on désire étudier.

On met le courant d'air à la vitesse choisie. L'équilibre étant détruit, on le rétablit au moyen de poids placés sur le plateau P. L'opérateur qui pèse appuie sur le bouton (33), lorsqu'il obtient son équilibre. Il avertit ainsi l'opérateur qui effectue la mesure de la vitesse au micromanomètre, afin que les mesures soient simultanées. La manœuvre de l'excentrique permet alors de passer sur les couteaux AR et de peser à nouveau.

On ralentit un peu la vitesse pour retourner le modèle, puis on effectue les deux pesées dans cette position. On arrête alors le courant d'air pour changer l'incidence. Les pesées vraies sont la différence entre les pesées avec vent et les pesées sans vent.

Il reste à calculer les coefficients de traînée (Cx), de poussée (Cx) et de moment (Cm), en tenant compte de la vitesse du vent, de la

surface du modèle, de la traînée du support, etc., afin de pouvoir tracer la polaire du modèle essayé.

De nombreuses balances, employées dans les laboratoires, sont connues sous le nom de « balances à fils ». Dans ces balances, la suspension du modèle à essayer et sa liaison avec la balance sont assurées par des fils d'acier (cordes à piano).

Nous donnons (fig. 24) le schéma de montage d'une maquette sur balance à fils. Le modèle est tenu en trois points : A et B au bord d'attaque, C à l'arrière. De A à B, partent deux fils verticaux supérieurs (1 et 2), aboutissant à des palonniers articulés (D), qui portent des contrepoids (E) assurant la tension des fils. Les fils inférieurs (3, 4, 5 et 6) sont attachés à l'axe FGH, solidaire de la balance. Les fils de triangulation (4' et 5') évitent les mouvements latéraux du modèle.

Le point arrière (C) reçoit un fil supérieur (7) passant sur une poulie (I) et muni à son extrémité d'un contrepoids (J). Enfin, les deux fils inférieurs arrière (8 et 9) sont attachés en K et L sur le cadre d'incidence KLMN, articulé autour de FH. La position du cadre est variable; ses déplacements sont repérés par une aiguille se déplaçant en face d'un cadran gradué (O), permettant de lire l'incidence du modèle.

De A et B partent deux fils horizontaux (10 et 11), réunis en P à un fil à 45° (12) et à un fil vertical (13), qui permet la mesure directe de la traînée. (L'emploi du fil à 45° permet de transformer l'effort horizontal en effort vertical, mesurable avec des poids).

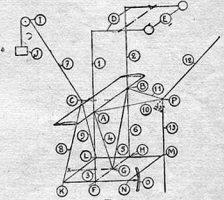


Fig. 24

La figure 25 donne le détail des attaches employées. Les petites plaquettes (14) comportent trois crochets pour les fils 1, 5, 4 et 10.

Elles reçoivent une vis fendue (15), vissée dans l'aile; une pointe en acier sert d'axe d'articulation et rend le montage très rapide.

Le point arrière (C) reçoit deux crochets simples (16), dont l'un à chape. Ces deux crochets se montent dans l'ouverture de la

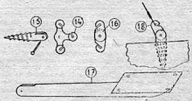


Fig. 25

queue métallique (17) fixée sur l'aile.

Dans le cas d'un avion, deux vis fendues (18), recevant chacune un crochet simple, sont fixées l'une au-dessus, et l'autre au-dessous du fuselage.

Tous les fils sont en corde à plano étamée et se terminent par des boucles façonnées avec soin et soudées.

Voyons maintenant la balance proprement dite (système Toussaint).

Elle repose (fig. 26) sur un bâti rigide horizontal (A), recevant deux appuis nervurés (B et C), portant les articulations des filets horizontaux de poussée (DD' et EE'), rendus solidaires par une bielle verticale (DE), à l'arrière et par le quadrilatère rigide DFEF. En F et G, s'articulent les leviers verticaux (GH et FI), reliés entre eux par une bielle horizontale (HI). C'est au point Z, placé sur HI, que vient s'articuler le cadre d'incidence KLMN, défini fig. 24.

Les fils verticaux 3, 4, 5, 6, sont attachés en Z et transmettent, ainsi que les fils 8 et 9 attachés en LK, les efforts verticaux (poussée). Le levier amplificateur J, entraîné par DE, dont l'aiguille indicatrice se déplace devant le cadran Q, permet de régler la balance au zéro, au moyen d'une tare placée sur le plateau de poussée R.

Le fil vertical 13 vient s'attacher en S sur le levier FS, lié rigidement à FL. Il transmet les efforts horizontaux (traînée) au levier FS, dont l'aiguille indicatrice se déplace devant le cadran V.

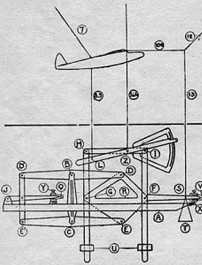


Fig. 26

Les contrepoids mobiles U permettent, en modifiant la position du centre de gravité de l'ensemble, de régler la sensibilité de la balance.

Les contrepoids supérieurs doivent non seulement équilibrer le poids du modèle, mais encore tendre les fils. Le contrepoids arrière assure en même temps la tension des fils de traînée et du fil à 45°.

L'aiguille de poussée étant bloquée au moyen des vis Y, on règle le zéro de la traînée en déplaçant sur FS un poids curseur, afin d'amener l'aiguille en regard du zéro du cadran. On vérifie ensuite la bonne sensibilité de la balance en s'assurant qu'un poids de 2 à 5 grammes, placé sur le plateau T, fait dévier l'aiguille. Si c'est nécessaire, on déplace les masses L pour obtenir ce résultat. On libère ensuite le levier amplificateur J et l'on équilibre tout l'ensemble en plaçant une tare sur le plateau R, afin d'amener l'aiguille devant le repère zéro.

Le courant d'air de la soufflerie étant mis en mouvement, le parallélogramme de poussée BDEC se déforme, et l'aiguille J n'est plus en face de son repère. En plaçant des poids sur le plateau R, on rétablit l'équilibre.

Sous l'action du vent, le parallélogramme de traînée GPIH se

déforme également. On ramène l'aiguille S en face de son repère avec des poids placés sur le plateau T. Chaque expérimentateur dispose d'un bouton de sonnerie, sur lequel il appuie lorsque son équilibre est rétabli. Quand les équilibres sont simultanés, une sonnerie avertit l'expérimentateur chargé de la mesure de la vitesse. On opère ainsi pour toutes les incidences sans arrêter le courant d'air.

On peut aussi obtenir la valeur du moment aérodynamique autour de l'axe AB (fig. 24). Pour cela, on libère le cadre d'incidence, qui, pivotant autour de I, reçoit en LM un plateau sur lequel on place des poids équilibrant le moment de la résultante.

Enfin, en détachant les fils 4 et 5, on peut, avec un plateau placé en P, mesurer les moments de roulis, le fil FH pivotant autour de l'axe GX (fig. 24).

Ce type de balance nécessite l'emploi de poids ; mais nous l'avons accouplé avec des balances automatiques à lecture directe, permettant une mesure très rapide des deux composantes de poussée et de traînée.

Enfin, certaines balances à fils (système Denis-Gruzon) possèdent des dispositifs à enregistrement photographique qui donnent simultanément l'enregistrement de la vitesse, de la poussée, de la traînée et du moment de la résultante.

Elles utilisent des dynamomètres à lames, dont les déformations sont amplifiées par un miroir concave projetant un spot lumineux sur un papier sensible.

Le temps nécessaire à l'essai d'une maquette est ainsi extrêmement réduit. Le dépouillement des diagrammes obtenus se fait ensuite.

Il est bien évident que toutes les mesures sont effectuées en tenant compte de l'action du vent sur les fils, qui offrent une résistance à l'avancement importante et variable, nécessitant de fréquents tarages.

Voici donc les deux types de balances aérodynamiques les plus employés : balances à support et balances à fils.

CHAPITRE VI

Les girovettes aérodynamiques

L'étude de la stabilité des avions s'effectue, en soufflerie, au moyen d'instruments appelés girovettes aérodynamiques.

Ces appareils sont le perfectionnement du montage en girovette employé dès le début des essais en soufflerie, et que nous allons rappeler brièvement.

Le modèle (A) (fig. 27) est placé entre deux pointes (P) sur un axe vertical. Des ferrures appropriées (F), percées de trous régulièrement espacés, sont fixées sur l'avion à essayer et permettent de faire varier la position de l'axe de rotation par rapport à celui-ci. La ferrure du dos entraîne, par l'intermédiaire d'un doigt (D) lié à l'axe, un plateau gradué (R) permettant de lire directement l'angle d'équilibre du modèle en face d'un index (I).

Le courant d'air étant mis en mouvement, l'avion oscille, puis s'équilibre à un certain angle, qu'on lit sur le cadran. Pour cet angle, le « centre de poussée » est sur la ligne des trous utilisés. En changeant de trou, on effectue un nouvel essai, qui donne un nouvel angle d'équilibre, et ainsi de suite. On peut donc connaître la position du centre de poussée pour chaque angle de vol de l'avion essayé.

Par la suite, cet appareil fut transformé de la manière suivante : Un cadre (1), articulé autour d'un axe horizontal XY (fig. 28), entoure la veine de la soufflerie (2). Ce cadre supporte deux tiges cylindriques (3 et 4) en acier. La tige inférieure pivote dans deux

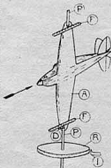


Fig. 27

roulements à billes et reçoit un plateau (5) gradué en degrés, et se déplaçant en regard d'un index (6). A sa partie supérieure, cette tige reçoit une fourchette amovible (7), composée d'une pointe cen-

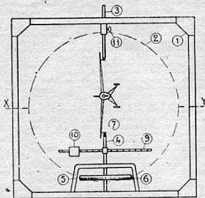


FIG. 28

traie et de deux pointes d'entraînement (fig. 29). La tige (4) reçoit également un manchon à friction portant une tige horizontale (9), munie d'encoches, sur laquelle viennent se monter des plaques métalliques (10), dont l'embase contient une bille d'arrêt se logant dans les encoches.

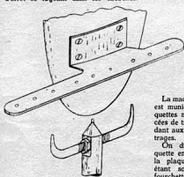


FIG. 29

tourne librement; puis on met le courant d'air en action. La tige (9) ne porte aucune plaque. La maquette prend un angle d'équilibre que l'on lit en face de l'index. On place alors une petite plaque carrée sur la tige (9) près de l'axe, on lit le nouvel angle obtenu et l'on déplace la plaque progressivement, en ayant soin, avant chaque lecture, de ramener la tige (9) perpendiculaire au vent. Lorsqu'on a obtenu, au moyen du jeu de plaques différentes dont on dispose, toutes les incidences de vol, on trace la courbe des moments aérodynamiques pour ces incidences. En mettant les plaques (10) à droite, puis à gauche de l'axe de rotation, on obtient tous les angles compris entre la portance nulle et la portance maximum positive et négative (cas du val sur le dos). Au moyen d'un tarage préalable, on connaît la valeur du moment aérodynamique créé par chaque plaque carrée, placée successivement dans toutes les positions qui correspondent aux encoches de la tige (9).

On opère de même pour chacun des centrages à étudier, et l'on obtient ainsi les courbes de stabilité du modèle essayé. Nous reviendrons en temps utile sur l'interprétation de ces courbes.

La partie supérieure du cadre reçoit une tige (3) réglable en hauteur, terminée par une pointe, et qu'on immobilise au moyen d'un vis d'arrêt (11).

La maquette à essayer est munie de deux plaquettes métalliques percées de trous correspondant aux différents centrages.

On dispose la maquette entre les pointes, la plaquette inférieure étant solidaire de la fourchette (7), et l'on s'assure que l'ensemble

Pour l'étude de la stabilité de route, on utilise un support qui se monte (sur 4) à la place de la fourchette d'entraînement (fig. 30). Ce support se fixe à la partie inférieure du fuselage et permet de régler l'incidence de la maquette. On opère comme pour les stabilités longitudinales, le cadre (1) étant vertical.

Pour étudier la stabilité de route en montée, on incline l'ensemble du cadre de l'angle désiré et le faisceau pivote autour de l'axe horizontal XY. Il faut alors équilibrer la maquette par des masses qui ramènent le centre de gravité de l'ensemble sur l'axe de rotation. La tige (9) portant les plaques carrées est tournée dans son support, afin de ramener ces plaques dans la position verticale; enfin, une masse profilée (12) de poids égal à celui d'une plaque, est placée symétriquement sur la tige (9).

On procède alors comme pour la stabilité longitudinale. Il existe aussi des giroettes à poids, utilisées surtout en tunnel fermé. Dans ces giroettes, l'axe de rotation est prolongé au-dessous du tunnel, afin de recevoir une poulie (P), sur laquelle s'attache un fil passant sur une poulie de renvoi (O), et recevant un plateau (T), dans lequel on place les poids équilibrant le couple aérodynamique subi par le modèle. La lecture des angles d'équilibre se fait sur le plateau gradué (S) (fig. 31).

Les essais en giroette permettent de voir immédiatement si un appareil est stable ou instable, et si son empennage est bien calé. En effet, sans les plaques (giroettes à plaques), ou sans poids (cas d'une giroette à poids), l'avion prend, pour le centrage choisi, un angle d'équilibre qui doit être précisément celui qu'on désire obtenir pour le vol normal. Si l'angle obtenu est différent, on peut, en modifiant le calage de l'empennage, arriver au résultat souhaité. Ceci obtenu, on écarte l'avion de son angle d'équilibre en agissant sur le plateau (S). Si l'avion revient toujours à son angle primitif, il est stable.

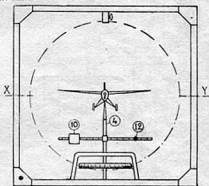


FIG. 30

Il arrive parfois qu'il se fixe à un deuxième angle, stable également, mais nettement différent du premier. C'est qu'il y a instabilité et l'on trouve entre les deux angles stables un point pour lequel l'avion change brusquement d'incidence pour retrouver l'un ou l'autre des angles d'équilibre stable.

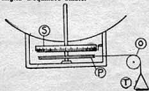


FIG. 31

Enfin, si l'avion reste à n'importe quel angle, sans aucune tendance à se placer à un angle bien défini, il est indifférent.

Ces essais de stabilité s'effectuent sur maquettes nues ou équipées de leur hélice, actionnée par un moteur électrique.

On constate que le soufflé de l'hélice sur la voilure et l'empannage change sensiblement l'allure des courbes obtenues.

Il est possible d'étudier également la maniabilité d'un appareil en braquant progressivement les gouvernes, afin de voir leur action sur l'angle d'équilibre.

Voici donc la méthode générale employée en soufflerie pour étudier la stabilité longitudinale et la stabilité de route des avions. Elle est directe, précise et rapide, tout en ayant le mérite d'une grande simplicité.

CHAPITRE VII

Appareils pour les essais d'hélices

Le but des essais d'hélices est de déterminer la traction, la puissance absorbée et le rendement pour différentes vitesses de rotation et différentes vitesses du vent. De nombreux dispositifs expérimentaux sont employés; nous allons en examiner quelques-uns.

Au Laboratoire Eiffel, les essais étaient effectués avec l'appareil dont le schéma est donné fig. 32. Ce dispositif permet d'essayer des hélices ayant jusqu'à 1 m. 20 de diamètre. Le moteur (1), d'une

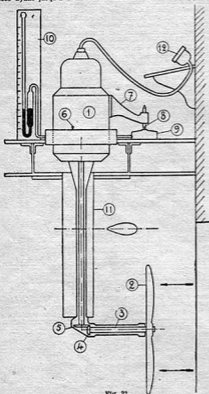


Fig. 32

puissance de 20 CV, à axe vertical, entraîne l'hélice (2), dont l'axe (3) est horizontal, par l'intermédiaire de pignons d'angle (4 et 5). Le moteur est monté sur deux couteaux (6), autour desquels il peut pivoter sous l'action de la traction de l'hélice. Il porte un bras (7), muni d'un pointeau (8), agissant sur une boîte de pression (9), reliée à un manomètre à mercure (10).

La partie verticale de l'arbre, qui se trouve dans le courant d'air,

est protégée par une gaine profilée (11). Un compte-tours (12), entraîné par un flexible, permet la lecture directe de la vitesse de rotation de l'hélice. Des appareils de mesure électrique (voltmètre et ampèremètre) donnent, par un tarage préalable, la valeur de la puissance absorbée lors des essais. Enfin, la vitesse du vent peut varier depuis une valeur nulle (essai au point fixe) jusqu'à celle qui correspond à la traction nulle.

Pour effectuer un essai, on équilibre le tout, afin que l'axe de rotation de l'hélice soit horizontal. A cet effet, on charge le bras (7) avec des masses de plomb disposées sur un support reposant sur la partie supérieure du pointeau (8). On lit sur le manomètre la hauteur de mercure.

L'hélice est mise en mouvement à 600 tours par minute, puis 900, 1.200, etc. Pour chaque vitesse de rotation, on note, par différence, la valeur de la traction lue au manomètre, ainsi que la puissance absorbée. On met alors le courant d'air en action, et l'on reprend les mesures pour différentes vitesses de vent et pour les différents nombres de tours, jusqu'au moment où la traction devient nulle. On calcule alors les coefficients de traction et de puissance, ainsi que le rendement pour chacune des différentes valeurs en V/nD obtenues au cours des essais. (V est la vitesse du vent en mètres par seconde, n est le nombre de tours par seconde, et D , le diamètre en mètres).

Si on dispose d'une hélice à pas variable, on modifie le pas après chaque essai, et l'on reprend une nouvelle série de mesures pour chacun des pas à étudier. Nous reviendrons en temps utile sur l'interprétation et l'utilisation des résultats ainsi obtenus au laboratoire.

Un autre dispositif d'essais est celui de la soufflerie de 3 mètres d'Essy-les-Moulineaux (fig. 33). Il comprend un moteur électrique donnant 200 CV à des vitesses comprises entre 1.800 et 6.000 tours par minute (1), pouvant entraîner une hélice de 1 m. 50 à 1 m. 80 de diamètre (2). Ce moteur est monté sur un berceau (3), par l'intermédiaire de roulements à billes spéciaux (4), permettant un léger déplacement du moteur d'avant en arrière, ainsi qu'une petite rotation autour de son axe. Des dynamomètres de traction (5) et de couple (6), interposés entre le berceau et le moteur

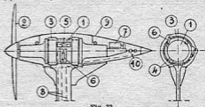


Fig. 33

permettent les mesures de traction et de puissance. Le compte-tours (7), placé à l'arrière, transmet ses indications électriquement à un récepteur placé hors de la veine. Les dynamomètres sont reliés aux appareils de mesure par des canalisations (8) passant dans le bras supportant le moteur et son berceau. Enfin, un capotage (9), monté sur galets, enveloppe le tout et permet, grâce à un dynamomètre (10), la mesure de la pression axiale résultant de l'action de l'hélice sur le capot.

Pour les petites hélices, en particulier pour celles qui sont montées sur les maquettes motorisées, et dont le diamètre est compris entre 0 m. 15 et 0 m. 30, on utilise le dispositif suivant (fig. 34).

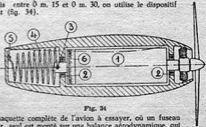


Fig. 34

La maquette complète de l'avion à essayer, ou un fuselage moteur seul est monté sur une balance aérodynamique, qui permet la mesure

de la traction. Le moteur électrique (1), actionnant l'hélice, est monté sur roulements à billes (2), et peut, sous l'action du couple résistant de l'hélice, tourner autour de son axe. Le stator du moteur est relié à l'arrière, à l'une des extrémités (3) d'un ressort (4), dont l'autre extrémité (5) est fixée à la maquette. Une règle graduée (6) est enroulée sur le stator du moteur et se déplace, lors de la rotation, en face d'un index qui permet la lecture du déplacement angulaire obtenu. Un tarage préalable est effectué pour différentes valeurs du couple en montant une poulie à la place de l'hélice; cette poulie reçoit un fil supportant un plateau, dans lequel on place des poids, l'axe étant bloqué.

La maquette comporte une ouverture en face de l'index, et l'on peut ainsi, au cours de l'essai, effectuer la mesure directe du déplacement, d'où l'on déduit la valeur du couple correspondant et la puissance absorbée.

On peut donner à l'hélice les différents pas utilisés lors du décollage, de la montée, du palier plein gaz, etc. A cet effet, l'hélice (fig. 35) comporte un moyeu muni de logements (1), dans lesquels peuvent pivoter les pieds de pales. Les vis (2) réunissant les deux demi-moyeux étant desserrées, on effectue le réglage au moyen d'un mesureur de pas, et l'on bloque les pales au pas choisi.



Fig. 35

Le mesureur de pas (fig. 36) comprend un bâti (1), muni d'un axe (2), sur lequel on place le moyeu de l'hélice à régler. Chaque pale est amenée successivement en contact avec la règlette (3), solidaire d'un rapporteur (4), monté sur un coulisseau (5). Si le profil de la pale est plat ou creux, la règlette seule suffit; dans le cas d'un profil différent, on utilise un petit gabarit métallique fixé sur la règlette.

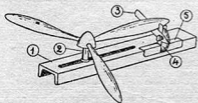


Fig. 36

Les essais d'hélices montées sur maquette complète d'avion ont l'avantage de réaliser les conditions de fonctionnement identiques à celles obtenues sur l'avion réel et donnent ainsi des résultats fort intéressants, permettant de déterminer les performances de l'appareil étudié et de n'avoir aucune surprise au point de vue stabilité, lors des essais réels en vol.

CHAPITRE VIII

Mesures de pression - Sillage - Déflexion - Visualisation

La soufflerie permet de mesurer les pressions à la surface d'un corps, d'une aile, d'une carène, afin de pouvoir en calculer la structure, pour qu'elle résiste aux efforts qu'elle supportera en vol.

A cet effet, on perce à la surface du corps à étudier (fig. 37) des petits trous communiquant avec un conduit central relié à un manomètre. Tous ces trous sont obturés avec de la cire à modeler, et, le modèle étant monté sur la girouette, on effectue les mesures pour différentes incidences. Chaque trou étant débouché successivement, on obtient la valeur de la pression correspondante.

Dans ces conditions, le modèle est facile à réaliser, mais l'expérimentation est longue. Aussi, on a remplacé cette méthode par celle qui consiste à relier chaque trou à un tube de cuivre biseauté à l'intérieur de la maquette et sortant en bout d'aile. L'ensemble des tubes étant mis en communication avec un manomètre multiple composé de 40 à 50 tubes en U verticaux, placés les uns à côté

des autres. Chaque trou est numéroté, ainsi que son tube de



Fig. 37

cuivre correspondant, de même que ceux du multimanomètre. On obtient ainsi instantanément la répartition des pressions sur une aile. Il suffit de photographier l'ensemble pour avoir très rapidement l'enregistrement des répartitions pour tous les angles d'incidence intéressants.

Etude du sillage

Derrière une aile, un fuselage, un train d'atterrissage, les filets d'air laissent un sillage, c'est-à-dire une zone où la vitesse est plus faible qu'en amont de l'appareil. Il est évident que si un empennage ou une dérive sont placés dans un sillage, il faudra augmenter leur surface pour conserver leur efficacité; mais il est préférable de les placer hors des zones de sillage, qu'il est donc utile de connaître.

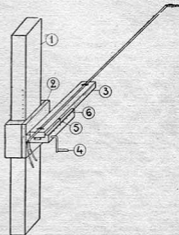


Fig. 38

L'appareil dont le schéma est donné fig. 38 permet d'étudier le sillage. Il comprend un bras vertical (1), sur lequel se déplace un coulisseau (2) guidant lui-même un porte-Pitot (3), qui effectue une translation horizontale. Le déplacement est obtenu par un câble solidaire d'une manivelle (4). Un index (5), qui se déplace en regard d'une règle graduée (6), permet de contrôler la position du Pitot. On peut ainsi explorer l'espace autour d'un avion monté sur la girouette, l'incidence étant donnée par le plateau gradué, que l'on bloque à l'angle choisi.

Etude de la déflexion

Derrière une aile, les filets d'air sont défléchés vers le bas, lorsqu'il y a sustentation. Il est intéressant de connaître, pour un appareil donné, la valeur de l'angle de déflexion, afin de calculer convenablement l'empennage. On mesure cet angle soit avec un pneumomètre, soit avec une antenne double de précision qu'on monte à la place du Pitot sur le dispositif d'exploration utilisé pour le sillage.

Un pneumomètre (fig. 39) est constitué par un corps lentilleux creux (1), dont les deux faces opposées sont percées d'un petit orifice de prise de pression statique (2), mis en communication avec un micromanomètre. Si le courant d'air est rigoureusement parallèle au plan de symétrie AB du pneumomètre, les pressions sur les deux faces sont égales, et le manomètre reste à zéro. Le pneumomètre est monté à l'extrémité d'une tige (3), solidaire d'une aiguille (4) qui se déplace devant un cadran (5) muni d'un niveau (6), dont la bulle est entre ses repères, lorsque l'axe du cadran est vertical.

A l'aide du bouton moleté (7), on oriente le pneumomètre, soumis à l'action du courant d'air derrière l'aile, de telle façon que le manomètre soit ramené à zéro. L'angle indiqué par l'aiguille est l'angle de déflexion à l'endroit considéré.



Fig. 41
Visualisation

Il est évident que tous les dispositifs de mesure décrits jusqu'à présent permettent d'avoir la valeur globale des efforts; mais on souhaite souvent voir comment se comportent les filets d'air autour d'un modèle, afin d'analyser les phénomènes de circulation.

Le procédé le plus simple est celui de l'exploration au fil de soie. Une tige, munie à son extrémité d'un support très effilé, reçoit un fil de soie (fig. 40). On approche le fil d'une aile, d'un fuselage, au voisinage d'un raccordement, etc., et, le fil étant entraîné par le courant d'air, indique la trajectoire des filets d'air en mouvement. On peut ainsi, par observation directe, détecter la présence de tourbillons toujours néfastes et modifier les formes qui provoquent ces tourbillons pour les éliminer.

Fig. 40

Cette méthode simple donne de bons résultats, mais elle ne laisse que des impressions visuelles; aussi a-t-on cherché à photographier les filets d'air.

En chauffant l'air avec une rampe oxy-acétylénique, par exemple, on lui donne un indice de réfraction qui permet, avec un miroir approprié, de photographier les écoulements.

L'emploi de la fumée blanche est aussi très pratique, puisqu'il rend possible la photographie. Un générateur de fumée est lié à une

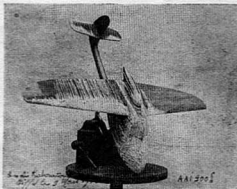
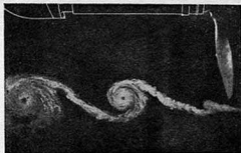


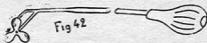
Fig. 42



antenne, dont l'orifice est amené au voisinage de l'appareil essayé. Le jet de fumée qui s'échappe est entraîné par les filets d'air dans leur trajectoire. Un appareil cinématographique, placé au-dessus de l'aérodynamique, et un autre, placé latéralement (fig. 41), permettent de déterminer exactement ces trajectoires.

Le Stroborama, dispositif d'éclairage électrique intermittent, a permis de très belles photographies d'écoulements, telles que celles de tourbillons derrière une hélice que nous donnons ci-dessus.

Un procédé à la fois simple et pratique est employé depuis peu de temps dans les laboratoires. C'est celui de la craie liquide, projetée sur la maquette à étudier par un petit émetteur composé d'une potte à injection, d'une canne creuse et d'un moulinet, qui tourne sous l'action du courant d'air (fig. 42), et pulvérise la craie liquide envoyée par pression sur la potte.



Le liquide se dépose sur la maquette et dessine le spectre de l'écoulement aérodynamique qu'on peut photographier (fig. 43).

Enfin, la cuve à eau Foucault-Caraffa est à citer également. Elle se compose de deux lames de verre écartées de 10 millimètres entre lesquelles est placé le modèle, autour duquel circule un courant d'eau. Un liquide coloré est émis par une rampe à orifices multiples placée en amont du modèle. L'ensemble est éclairé par des lampes placées sous le canal. Les photographies obtenues avec ce dispositif sont remarquables.

Voici donc terminés l'examen des principaux appareils employés dans les souffleries.

CHAPITRE IX

Notations et coefficients

Pour traduire en chiffres les résultats des essais effectués dans les souffleries aérodynamiques, on a été conduit à adopter un certain nombre de notations et coefficients, dont nous allons examiner les plus usuels. Nous allons voir ce que sont ces coefficients et comment les employer pour passer des résultats d'essai en laboratoire au calcul d'un projet d'appareil réel ou de modèle réduit.

Voici quelles sont les unités adoptées :

- V exprime la vitesse en mètres par seconde.
- S est la surface en mètres carrés.
- Rx est la résistance à l'avancement en kilogrammes.
- Rz est la sustentation en kilogrammes.
- M est le moment de la résultante en mètres-kilogrammes.
- l est la longueur de la corde de l'aile en mètres.
- a est le poids spécifique de l'air en kilogrammes par mètre cube.
- g est l'accélération en mètres par seconde.

Loi du carré de la vitesse

Si on effectue les mesures de la résistance à l'avancement d'un corps pour différentes vitesses, on constate que cette résistance est proportionnelle au carré de la vitesse. Par exemple, un fuselage de modèle réduit, qui offre, à une vitesse de 5 mètres par seconde, une résistance à l'avancement de 4 grammes, offrira, à 10 mètres de vitesse, une résistance de 16 grammes. Cette résistance est quatre fois plus grande, alors que la vitesse est double. C'est ce qu'on exprime par la loi fondamentale du carré de la vitesse, qui se traduit par la formule générale : $R = KSV^2$.

Coefficients Cx, Cz, Cm

En mécanique, on appelle Force vive = $\frac{mv^2}{2g}$ le demi-produit de la masse (P/g) par le carré de la vitesse.

Par analogie, l'effort exercé par la pression vive, ou pression dynamique, sur un corps qui se déplace dans l'air, a pour valeur :

$$R = C \times S \times \frac{aV^2}{2g} \text{ d'où l'on déduit } C = \frac{R}{S \times \frac{aV^2}{2g}}$$

C'est la forme générale des coefficients absolus de résistance aérodynamique. $\frac{aV^2}{2g}$ est la pression dynamique qui résulte de la vitesse.

La densité de l'air varie avec l'altitude, et, au sol,

$$\frac{a}{2g} = \frac{1 \text{ k } 225}{2 \times 9,81} = \frac{1}{16} \text{ donc } C = \frac{16R}{SV^2}$$

Si l'on considère (fig. 44) la résultante R des forces qui agissent sur une aile, cette résultante a une composante parallèle au vent, c'est Rx, et une composante perpendiculaire au vent, c'est Rz. La distance de la résultante au bord d'attaque de l'aile est d.

Le coefficient de résistance à l'avancement est $Cx = \frac{16 Rx}{SV^2}$.

Le coefficient de sustentation est $Cz = \frac{16 Rz}{SV^2}$.

Le coefficient de moment est $Cm = \frac{16 M}{SV^2}$.

Les coefficients Cx, Cz, Cm sont employés actuellement dans tous les laboratoires d'Europe. Autrefois, M. Eiffel se servait des coefficients Kx et Ky, qui correspondaient à de l'air à une température de 15° et une pression de 760 mm. En considérant l'expression générale de la résistance de l'air citée plus haut, on avait :

$$Rx = Kx \times S \times V^2 \text{ et } Ry = Ky \times S \times V^2$$

Ce qui signifie qu'une surface de 1 m² se déplaçant à la vitesse de 1 mètre par seconde supporte un effort de K kilogrammes.

Puisque les coefficients actuels sont Cx, Cz, Cm, nous avons :

$$Rz, \text{ sustentation en Kgs} = \frac{Cz S V^2}{16}$$

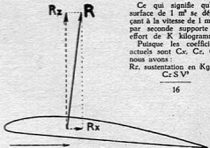


Fig. 44

$$Rx, \text{ résistance à l'avancement en Kgs} = \frac{Cx S V^2}{16}$$

$$M, \text{ moment en mètres-Kgs} = \frac{Cm S V^2}{16}$$

Au laboratoire, on mesure à l'aide d'une balance aérodynamique Rx, Rz et M, puis V. On connaît la surface du modèle essayé et l'on calcule les coefficients Cx, Cz et Cm qui permettent de représenter graphiquement les résultats et de les rendre ainsi aisément comparables à d'autres résultats déjà obtenus.

On emploie généralement (pour éviter les décimales) les valeurs de 100 Cx, 100 Cz, 100 Cm à la place de Cx, Cz, Cm. Dans ce cas on remplace 16 par 1600 dans les expressions ci-dessus.

Voici quelques exemples d'emploi de ces coefficients :

1° Un modèle réduit de 12 décimètres carrés vole avec un Cx de 4 et à une vitesse de 6 m/s. Quelle est la traction que doit fournir l'hélice pour le vol horizontal ? Cette traction est égale à la résistance à l'avancement

$$T = Rx = \frac{4 \times 0,12 \times 6^2}{1600} = 0 \text{ k } 0108 = 10 \text{ gr. } 8$$

2° Quel poids peut peser un avion de 20 dm² de surface volant à 8 m/s avec une aile calée à un Cz de 80 ?

$$P = Rz = \frac{80 \times 0,20 \times 8^2}{1600} = 0 \text{ k } 640 = 640 \text{ grammes}$$

3° A quelle vitesse volera un planeur P.A.I. chargé à 15 grammes si l'aile est calée à un Cz de 60 ?

$$\text{De } P = Rz = \frac{Cz S V^2}{1600} \text{ on tire } S Cz = \frac{1600 P}{V^2}$$

$$\text{donc } V = \sqrt{\frac{1600 \times 1,5}{60}} = \sqrt{40} = 6 \text{ m } 32 \frac{2}{3}$$

4° A quel Cz faut-il caler l'aile d'un motomodelé chargé à 60 gr. par dm² pour que cet appareil vole à 10 m/s ?

$$\text{De } P = \frac{Cz S V^2}{1600} \text{ on tire } Cz = \frac{1600 P}{S V^2} \text{ (60 gr. au dm}^2 = 6 \text{ k au m}^2)$$

$$Cz = \frac{1600 \times 6}{100} = 96$$

5° Quelle surface faut-il donner à l'aile d'un modèle pesant 300 gr. si cette aile est calée à un Cz de 75 pour qu'il vole à 5 m/s ?

$$\text{De } P = \frac{Cz S V^2}{1600} \text{ on tire } S = \frac{1600 P}{Cz V^2} = \frac{1600 \times 0,3}{75 \times 25} = 0 \text{ m}^2 256$$

$$= \frac{Cz V^2}{25 \text{ dm}^2 6}$$

6° Une aile rectangulaire a une corde de 150 mm. Calée à Cz = 80, le Cm correspondant est 24. Quel est le centrage ?

$$\text{Distance } d = \frac{Cm}{Cz} \times l = \frac{24}{80} \times 150 = 45 \text{ mm.}$$

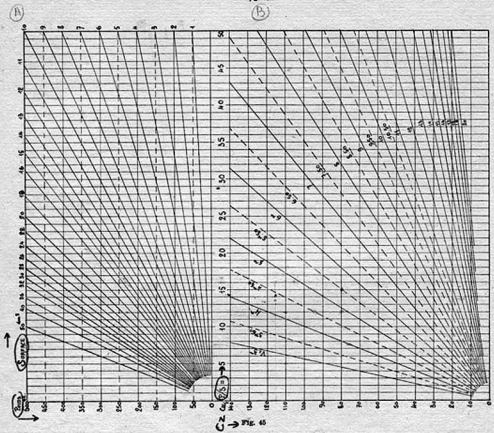


FIG. 45

Vous voyez qu'il n'y a rien de difficile dans ces applications, d'ailleurs tous ces problèmes de détermination d'une des valeurs de P, S, Cr, V sont résolus par les abaques que nous donnons fig. 45.

Hélices

Nous avons vu que l'on pouvait déterminer en soufflerie les caractéristiques des hélices en mesurant la traction fournie par l'hélice, la puissance absorbée, la vitesse de rotation et la vitesse du vent. Les unités adoptées pour ces mesures sont les suivantes :

- D est le diamètre de l'hélice en mètres.
- n est le nombre de tours par seconde.
- V est la vitesse en mètres par seconde.
- T est la traction en kilogrammes.
- W est la puissance en kilogrammètres-seconde.
- ρ est la densité de l'air.

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

Les coefficients adoptés sont :

$$\text{Traction } \tau = \frac{T}{\rho n^3 D^4} = \frac{8T}{n^3 D^4}$$

$$\text{Puissance } \chi = \frac{W}{\rho n^3 D^4} = \frac{8W}{n^3 D^4}$$

$$\text{Rendement } \eta = \frac{\chi}{\tau \gamma}$$

Ces coefficients permettent de calculer pour une hélice donnée la traction, la puissance et le rendement au γ d'utilisation. Nous reviendrons en temps utile sur l'utilisation de ces coefficients.

CHAPITRE X

La résistance à l'avancement

Plaque normale au vent (fig. 46)

Si on soumet une surface plane circulaire à l'action du courant d'air d'une soufflerie, on constate, au moyen du fil de soie, par exemple, que les filets d'air, après avoir heurté la plaque, cherchent à s'échapper par les bords pour continuer leur trajectoire en arrière de celle-ci. Il résulte de leur passage sur la plaque, et autour d'elle, une surpression sur la face avant et une dépression sur la face arrière, qui sont deux causes de la résistance à l'avancement mesurée à la balance aérodynamique. On remarque également que les filets décollent de la surface en arrière de celle-ci.



Fig. 46

Plaque parallèle au vent (fig. 47)

Si on place une surface plane extrêmement mince parallèlement au courant d'air d'une soufflerie, sur une balance aérodynamique, on mesure également une résistance à l'avancement. Celle-ci provient du frottement superficiel de l'air sur la surface.

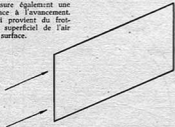


Fig. 47

Cylindre à axe parallèle au vent (fig. 48)

Si on augmente progressivement l'épaisseur de la plaque normale au vent, qui devient ainsi un cylindre dont les bases sont perpendiculaires au courant d'air, on constate que la résistance à l'avancement diminue, devient minimum quand la hauteur est égale à environ deux fois et demie le diamètre, puis augmente de nouveau

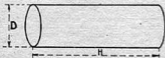


Fig. 48

Pour améliorer la résistance à l'avancement d'un tel corps, on a pensé à mettre une pointe à l'avant, puis à l'arrondir en avant et en arrière, et, après une période de tâtonnements assez longue, on arriva, grâce aux essais effectués en soufflerie, aux formes profilées, bien connues actuellement. Ces formes auraient pu, d'ailleurs, être trouvées plus simplement par la photographie d'une goutte d'eau

qui tombe. On avait aussi obtenu une forme analogue en remorquant un morceau de savon derrière un bateau : sous l'action de l'eau, il se transformait en une belle carène de section circulaire.

Corps fuselés (fig. 49)

Si on essaie des corps fuselés identiques, mais les uns en bois brut, d'autres en bois poncé, puis en bois peint, et, enfin, en bois verni, on constate que leur résistance à l'avancement varie considérablement de l'un à l'autre. Ils ont pourtant tous la même forme mais les différences trouvées proviennent de la résistance de frottement sur leur surface.



Fig. 49

Les filets d'air en mouvement ne sont pourtant jamais en contact direct avec la surface. Un avion dont les ailes sont couvertes de poussière avant l'envol reviendra au sol, même plusieurs heures après, avec sa poussière intacte. Ceci confirme l'existence d'une couche d'air superficielle, qui transmet à la surface en mouvement dans l'air l'action retardatrice qui constitue la résistance de frottement.

L'écoulement de l'air est d'autant plus turbulent que la surface est rugueuse ; aussi faut-il s'efforcer de réaliser des surfaces parfaitement polies pour diminuer la résistance de frottement.

Cette résistance est importante ; pour un fuselage bien verni, elle peut atteindre la moitié de la résistance totale, et, pour un mat fuselé bien dessiné, elle en constitue presque la totalité.

La résistance à l'avancement d'un fuselage profilé varie avec le rapport de la longueur au diamètre. Les essais de différentes formes ont montré que la meilleure correspond à un allongement L/D compris entre 3 et 4.

De même, de deux corps ayant la même surface de maître-couple, l'un étant de section circulaire, et l'autre de section carrée, le meilleur sera le premier.

La résistance à l'avancement d'un corps se compose donc de deux parties distinctes : la résistance de forme et la résistance de frottement.

La résistance de forme d'un corps est constante et ne dépend que du tracé de celui-ci. La résistance de frottement varie avec le produit $V \times L$ (V est la vitesse de translation, et L la longueur du corps). Elle est d'autant plus petite que ce produit est plus grand.

Nous devons donc tenir compte de ce fait pour établir nos projets de modèles et ne pas employer directement les résultats d'essais aérodynamiques connus, sans nous assurer au préalable qu'ils correspondent bien aux conditions de vol de ces modèles.

Remarque. — Puisque la résistance due au frottement diminue lorsque le produit VL augmente, il est évident que, de deux appareils géométriquement semblables, volant à la même vitesse, le plus grand sera le meilleur. C'est pourquoi les modélistes auront toujours intérêt à ne pas construire des appareils de petite dimension, forcément désavantagés par rapport aux plus grands. Vous avez d'ailleurs certainement remarqué qu'il est beaucoup plus difficile d'obtenir de bonnes performances avec les petits modèles qu'avec les grands ; vous savez maintenant pourquoi.

Souhaitons que les organismes qui établissent les règlements de compétitions, ainsi que les pouvoirs sportifs qui les homologuent, ne perdent pas de vue ces considérations lors de l'établissement de leurs prochains règlements, afin de les rendre plus équitables. Il faudrait classer les appareils par catégories en tenant compte de leurs dimensions linéaires, tout en imposant une certaine charge au décimètre carré, qui, d'ailleurs, devrait augmenter avec les dimensions.

Voici quelques chiffres qui montrent l'importance du profilage des éléments d'avions :

Une plaque rectangulaire normale au vent a un coefficient de résistance à l'avancement $C_x = 1,2$.

Un cylindre de même dimension n'a plus que $C_x = 0,98$.

Un mât profilé donne $C_x = 0,0435$.

Pour affiner un appareil, il faudra donc éviter de laisser subsister le moindre hauban cylindrique, et, pour tenir compte de ce que nous venons de voir au sujet de la résistance de frottement, nous verrons avec le plus grand soin toutes les parties de nos appareils. Voici pour la résistance à l'avancement des éléments non actifs de nos appareils.

CHAPITRE XI

Résistance à l'avancement des ailes

Considérons un chariot pesant se déplaçant sur un plan horizontal AB (fig. 50). L'effort de traction P_1 nécessaire pour déplacer le chariot est proportionnel au poids P et au coefficient de roulement.

Si le plan AB est incliné (fig. 51), l'effort de traction P_1 sera augmenté d'un effort P_2 , égal à la composante du poids P qu'il doit équilibrer. Plus la pente AB est grande, plus P_2 est grand. L'effort

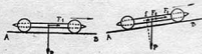


Fig. 50

Fig. 51

total de traction nécessaire se compose de deux parties distinctes :

- 1° P_1 résistance de roulement ;
- 2° P_2 résistance due à l'action de la pesanteur.

Considérons maintenant une aile de profil biconvexe symétrique (fig. 52) calée à l'incidence 0° et soumise à l'action du courant d'air d'une soufflerie. L'air s'écoule symétriquement, et à la même vitesse, au-dessus et au-dessous du profil, en provoquant une dépression sur chacune de ses faces. Il en résulte deux composantes égales de sustentation, l'une dirigée vers le haut, sur l'extrados ; l'autre, dirigée vers le bas, sous l'intrados. Ces deux composantes

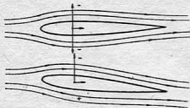


Fig. 52

s'annulent, il n'y a pas de sustentation, mais il y a une résistance à l'avancement, qui provient du frottement de l'air sur la surface de l'aile et de l'effort que doivent dépenser les filets d'air pour contourner le profil, cet effort augmentant avec l'épaisseur du profil. On appelle cette résistance à l'avancement, qui ne dépend que de la forme et de l'épaisseur du profil : *résistance de profil*.

Calculons maintenant notre aile à un angle positif. Les vitesses d'écoulement de l'air au-dessus et au-dessous de l'aile varient ; une pression naît sous l'intrados, où la vitesse est réduite, tandis qu'une dépression est produite sur l'extrados, où la vitesse est accélérée. Ces deux actions s'ajoutent pour donner une sustentation.

La résistance à l'avancement comprend alors, comme pour le chariot

- 1° La résistance de profil ;
- 2° Une résistance additionnelle (qui est, en somme, le prix de la sustentation), qu'on nomme : *résistance induite*.

D'où provient cette résistance. Voyons ce qui se passe aux extrémités de l'aile (fig. 53). Sur le dessous de l'aile, règne une pression, tandis que le dessus est soumis à une dépression.

Au voisinage du bord marginal, un écoulement des filets d'air

s'établit (de + vers -), cherchant à combler la dépression. Un mouvement tourbillonnaire s'amorce à chacune des extrémités de l'aile : ce sont les tourbillons marginaux. Ces tourbillons s'étendent fort loin en arrière de l'aile. Ils ont une influence profonde sur le fon-

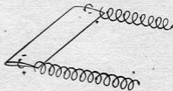


Fig. 53

ctionnement de l'aile, dont ils modifient le régime d'écoulement, le long de l'envergure. Leur action est d'autant plus grande qu'ils sont plus rapprochés (petit allongement) ; elle diminue lorsqu'ils s'éloignent l'un de l'autre (grand allongement).

La théorie, que l'expérimentation au laboratoire a permis de vérifier, montre que la résistance induite est proportionnelle au carré de la sustentation et qu'elle varie en raison inverse de l'allongement.

Nous avons vu que l'on désignait par C_x le coefficient de résistance à l'avancement d'une aile. Nous venons de voir que cette résistance à l'avancement se compose de deux parties distinctes :

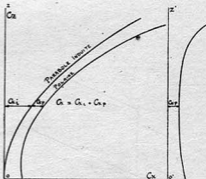


Fig. 54

1° La résistance de profil, que nous désignerons par C_{xp} ;

2° La résistance induite, que nous désignerons par C_{xi} .

Nous avons donc $C_x = C_{xp} + C_{xi}$.

C_{xp} ne dépend que du tracé du profil et de son épaisseur.

$C_{xi} = C_z^2 / \pi$, λ étant l'allongement de l'aile $= b/\lambda$.

On donne, en général, les résultats d'essais des profils d'aile sous forme de courbes polaires, correspondant à un allongement indéfini. Si, en regard de cette polaire, nous portons la valeur de C_{xi} pour différentes valeurs de C_z , nous obtenons une courbe qui représente la résistance induite (fig. 54), qui est, en somme, la polaire d'une aile de même allongement, mais qui n'aurait pas de résistance de profil. On appelle cette courbe la parabole induite. Plus l'allongement est grand, plus la parabole induite se rapproche de la droite OZ. Pour l'allongement infini, la parabole induite est confondue avec OZ.

Si nous mesurons, pour différentes valeurs de C_z , la valeur de C_x , et que nous reportions ces valeurs en regard d'un axe OZ', nous obtenons une courbe de C_{xp} , qui n'est autre que la polaire d'une aile d'allongement infini du profil considéré.

Il est dès lors possible de comparer entre eux immédiatement les profils si on dispose de leur polaire d'allongement infini. Nous proposons à tous les modétistes d'employer cette méthode directe, qui leur évitera bien des calculs et présente, en outre, de nombreux avantages sur lesquels nous reviendrons.

Nous avons vu plus haut que les tourbillons marginaux étaient créés par l'écoulement des filets d'air, en bout d'aile de l'intrados vers l'extrados. Il vient alors à l'idée de placer en bout d'aile des parois marginales qui empêcheraient cet écoulement. De nombreux essais ont été effectués dans cette voie.

Nous donnons (fig. 55) les résultats ainsi obtenus.

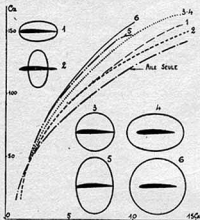


FIG. 55

Le fait de placer ces surfaces en bout d'aile contribue à augmenter son allongement aérodynamique. C'est ainsi que les empannages munis de dérives d'extrémité seront toujours plus efficaces que ceux ayant une dérive axiale.

Nous verrons comment obtenir très simplement les polaires d'ailes d'allongements différents, dont nous étudierons en même temps les propriétés.

CHAPITRE XII

Tracé de polaires pour différents allongements

Nous allons aborder maintenant le tracé des polaires d'allongement quelconque. Pour faciliter les comparaisons entre documents provenant de différentes sources ou appartenant à plusieurs modèles ou clubs, adoptons une fois pour toutes des échelles bien définies : chaque Cx sera représenté par 10 m/m., chaque Cz par 1 m/m., chaque Cm par 5 m/m. Ces valeurs ont été choisies pour leur facilité d'emploi et leur bonne précision.

Nous allons résoudre ensemble le problème suivant : partant d'une polaire publiée, construire la polaire d'une aile d'allongement donné, 8 par exemple. Prenons la polaire Eiffel 400, publiée dans le Bulletin S. T. Aé. N° 25, en février 1925. Ce document contient le tracé du profil, la polaire, la courbe des Cm et des Cz/Cx, ainsi que le tableau de chiffres ci-dessous.

Profil Eiffel 400

| Incidence | -6 | -3 | 0 | 3 | 6 | 9 | 12 | 15 |
|-----------|------|------|------|------|------|-------|-------|------|
| 100 Cz. | 8.65 | 30.5 | 55.5 | 77.3 | 91.5 | 107.5 | 114 | 109 |
| 100 Cx. | 1.4 | 1.54 | 2.55 | 4.15 | 6.25 | 9.35 | 12.75 | 24.7 |
| 100 Cm | | 16.2 | 23.7 | 30 | 33 | 36.8 | 34.7 | |

En outre, nous voyons les indications suivantes : Vitesse d'essai 28 m/s.

Dimensions : 0 m. 900 × 0 m. 150. Allongement : 6.

Deux méthodes sont à notre disposition pour résoudre ce problème :

1° Par le calcul. Les résultats en notre possession sont relatifs à l'allongement 6, et nous désirons la polaire d'allongement 8.

Nous avons $Cx_{18} = Cx^2/3,14 \times 6$ et $Cx_{18} = Cx^2/3,14 \times 8$

$Cx_4 =$ différence entre Cx_{18} et $Cx_{18} = 0,132 Cx^2$

Calculons Cx_4 pour les différentes valeurs de Cz du tableau ci-dessus, nous obtenons :

$Cx_4 = 0.01 \quad 0.12 \quad 0.41 \quad 0.79 \quad 1.1 \quad 1.52 \quad 1.7 \quad 1.56$

Retranchons tout simplement ces valeurs de celles de Cx du tableau, nous obtenons :

$100 Cx_8 = 1.39 \quad 1.42 \quad 2.14 \quad 3.36 \quad 5.15 \quad 7.83 \quad 11.05 \quad 23.14$

$100 Cx_6 = 10 \quad 20 \quad 30 \quad 40 \quad 50 \quad 60 \quad 70 \quad 80 \quad 90 \quad 100 \quad 110$

$100 Cx_p = 1.3 \quad 1.16 \quad 1.06 \quad 0.98 \quad 0.93 \quad 0.91 \quad 0.92 \quad 1.15 \quad 1.52 \quad 2.3 \quad 3.8$

Nous pouvons donc tracer la polaire d'allongement 8 que nous désirons.

2° Méthode graphique. — Nous disposons (fig. 56) d'un fond mis à votre disposition par M.R.A. Ce fond comporte les courbes de Cx_4 (paraboles induites) pour les Cz compris entre 0 et 150 et pour les allongements de 5 à 20.

Posons un papier calque sur ce fond et traçons la polaire de l'aile Eiffel 400 à l'allongement 6 en utilisant les chiffres du tableau (fig. 57). Traçons également sur notre papier calque, en les calquant tout simplement, les deux courbes de Cx_4 pour les allongements 6 et 8. Avec une bande de papier ou un double décimètre, prenons la distance horizontale entre la polaire et la courbe Cx_4 d'allongement 6 et reportons-la à partir de la courbe Cx_4 d'allongement 8, à la droite de celle-ci. Prenons ces distances tous les 10 Cz. Réunissons les points obtenus par une courbe continue, qui est la polaire du profil Eiffel 400 à l'allongement 8.

On peut aussi prendre la distance horizontale entre les deux paraboles induites d'allongement 6 et 8 et porter cette distance à gauche de la polaire d'allongement 6, le résultat est le même.

Vous voyez donc qu'en partant de documents connus, vous pouvez très facilement tracer la polaire d'une aile d'allongement quelconque.

Mais nous avons voulu vous simplifier encore le travail par l'emploi des polaires d'allongement infini, dont nous avons signalé l'insertion dans un chapitre précédent.

Soit (fig. 58) la polaire d'allongement infini du profil Eiffel 400, dont voici les éléments :

$100 Cz = 10 \quad 20 \quad 30 \quad 40 \quad 50 \quad 60 \quad 70 \quad 80 \quad 90 \quad 100 \quad 110$

$100 Cx_p = 1.3 \quad 1.16 \quad 1.06 \quad 0.98 \quad 0.93 \quad 0.91 \quad 0.92 \quad 1.15 \quad 1.52 \quad 2.3 \quad 3.8$

Pour obtenir directement la polaire d'allongement 8, poser un papier calque sur le fond de la figure 56. Calquer la parabole induite d'allongement 8. A partir de cette courbe, porter horizontalement les valeurs de Cx_p données plus haut : pour Cz = 10, 1,30 ; pour Cz = 20, 1,16, etc.

Nous obtenons ainsi des points que nous réunissons par une courbe qui est la polaire cherchée (fig. 59).

Vous voyez que cette dernière méthode, encore plus simple que les précédentes, est aussi plus rapide. Elle nécessite toutefois la connaissance de la polaire d'allongement infini du profil considéré.

Pour les modélistes, une réserve s'impose, c'est la suivante :

Le document qui nous a servi de point de départ porte comme indications, ainsi que nous l'avons dit plus haut : Dimensions : 0 m. 900 × 0 m. 150, et vitesse d'essai 28 m/s. Autrement dit, l'aile essayée ayant une corde de 0 m. 150, le produit $V \times L$ réalisé au cours de l'essai en soufflerie avait pour valeur :

$$VL = 0 \text{ m. } 150 \times 28 = 4.2.$$

Le modèle que nous allons construire avec ce profil aura une corde moyenne de 0 m. 200 et volera à une vitesse de 5 m. 50 environ. Nous le supposons chargé à 15 grammes par décimètre carré et avec une aile calée à un Cz de 80. Cette vitesse nous est donnée instantanément par le graphique publié du chapitre IX.

Le VL obtenu en vol sera de 0 m. 200 × 5 m. 50 = 1.1.

Nous savons que la résistance à l'avancement augmente lorsque le VL diminue. La polaire de notre aile de modèle réduit sera, par conséquent, moins bonne que celle obtenue au laboratoire.

Il est donc nécessaire de connaître la polaire qui correspond au VL l'utilisation.

Les publications M.R.A. ont édité sous le nom de Polaires Chabonat pour modèles réduits, les polaires d'allongement infini, correspondant au VL de 1,2, de bonnes ailes pour modèles réduits, ce VL étant le plus employé par les modélisateurs.

Fig. 56

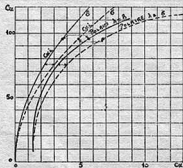
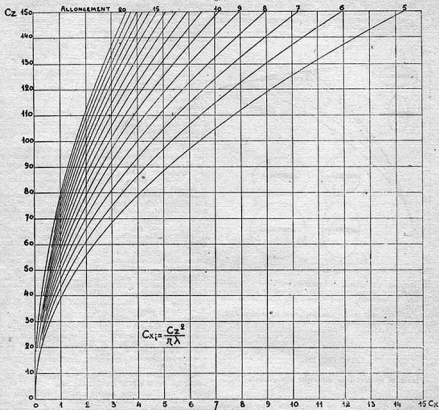


Fig. 57



Fig. 58

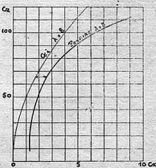


Fig. 59

Ces polaires offrent l'avantage d'être directement comparables et utilisables pour l'établissement d'un projet de modèle.

Il ne nous reste plus qu'à examiner la question de l'incidence et celle des Cm pour être en mesure d'appliquer à nos modèles les propriétés des ailes d'allongements différents.

CHAPITRE XIII

Incidences des ailes

Maintenant que nous savons tracer la polaire d'une aile d'allongement quelconque, il nous reste à étudier la façon de trouver l'angle d'incidence qu'il faudra donner à cette aile pour obtenir un Cz donné.

Nous savons que la sustentation est produite par la circulation de l'air autour de l'aile, qui provoque une dépression sur l'extrados et une pression sous l'intrados. Ce mouvement de l'air produit une vitesse verticale v , dirigée de haut en bas (fig. 60). Cette vitesse se compose avec la vitesse de translation V , pour donner un courant descendant sous l'angle B. Cet angle B, qui ne dépend que de v , donc de Cz, est appelé « angle induit ». L'angle d'incidence I de l'aile se compose de deux parties distinctes :



Fig. 60

- 1° L'angle I_p , qui ne dépend que du tracé du profil ;
- 2° L'angle induit I_i , qui dépend de la sustentation, et, par suite, de l'allongement de l'aile considérée.

Nous avons : $I = I_p + I_i$. Pour $C_z = 0$, l'angle induit est égal 0.

L'angle induit, exprimé en degrés, a pour valeur :

$$I_i = \frac{C_z}{3,14\lambda} \times 57,3 = \frac{57,3 C_z}{\pi \lambda}$$

(λ est l'allongement de l'aile).

Bien entendu, selon notre habitude, nous donnons (fig. 61) la valeur de l'angle induit pour les Cz compris entre 0 et 150, et les allongements de 5 à 20, afin de vous éviter tout calcul.

Voici quelques applications de ces données :

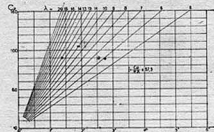


Fig. 61

Reprenons le tableau des résultats d'essai du profil Eiffel 400, pour 6° d'incidence, 100 Cz = 91,5 pour l'allongement 6.

Quelle serait l'incidence qui donnerait le même Cz pour l'allongement 12 ?

Pour l'allongement 6 nous avons :

$$I_i = I_p + I_{i6} = \frac{0,915 \times 57,3}{3,14 \times 6} = 2,78$$

$$I_p = I_i - I_{i6} = 6^\circ - 2,78 = 3,22$$

Pour l'allongement 12 :

$$I_i = \frac{0,915 \times 57,3}{3,14 \times 12} = 1,39$$

L'incidence pour l'allongement 12 est donc :

$$I_{12} = I_p + I_i = 3,22 + 1,39 = 4,61$$

On peut aussi écrire :

$$I_{12} - I_{i6} = \frac{0,915 \times 57,3}{3,14 \times (12 - 6)} = 1,39 \text{ et } I_{12} = 6^\circ - 1,39 = 4,61$$

En utilisant le graphique ci-contre, pour $C_z = 91,5$, la différence entre les droites des allongements 6 et 12 est égale à 1,4 environ, que nous retranchons de 6°, et nous obtenons :

$$I_{12} = I_6 - 1,4 = 6^\circ - 1,4 = 4,6$$

Voici donc comment passer de l'incidence d'une aile d'allongement connu à l'incidence d'une nouvelle aile d'allongement différent en passant par l'intermédiaire de l'angle induit.

Une autre propriété intéressante des ailes, en ce qui concerne la sustentation, est la pente de la courbe des Cz en fonction des incidences. On a essayé, au laboratoire, une aile d'allongement 12, puis on a repris les essais, après avoir amputé les deux extrémités, afin d'obtenir les allongements de 11, puis 10, puis 9, etc. En analysant les résultats obtenus, on a trouvé que cette pente des Cz est

$$\text{égale à } \frac{9,5 \lambda}{1,73 + \lambda} \quad (\lambda = \text{allongement}).$$

La figure 62 donne les valeurs qui correspondent à cette formule.

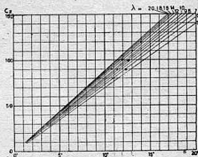


Fig. 62

Appliquons à un exemple les données de ce graphique :

Une aile d'allongement 8 emploie un profil dont l'angle de portance nulle est 5,5°. A quel angle faut-il caler cette aile pour obtenir un Cz de 90 ?

Sur la droite d'allongement 8, nous lisons pour $C_z = 90$ $I = 10,6$.

Ajoutons algébriquement l'angle de portance nulle :

$$10,6 + (-5,5) = 5,1.$$

La même aile est montée sur un planeur avec 15 d'allongement, mais pour un Cz de 80, quelle incidence faut-il lui donner ?

Nous lisons pour $C_z = 80$ et 15 d'allongement :

$$9,7 \text{ I} = 9,7 + (-5,5) = 4,2.$$

Tout ceci suppose la connaissance de documents précis sur les profils d'ailes employés. Voici quelques astuces permettant de se tirer d'affaire lorsqu'on dispose de documents incomplets : polaire seule, dessin du profil, courbe de Cz, etc.

a) On dispose d'une polaire (fig. 63) étiquetée en angles d'incidence, mais on ignore son allongement. Comment le trouver ?

Relève les valeurs de Cz pour les différents angles d'incidence et construis la courbe des Cz pour ces angles. Calquer cette courbe et la placer sur le graphique de la figure 62. Elle coïncidera avec l'une des droites de Cz correspondant à l'allongement cherché.

b) Si vous disposez de la courbe de Cz d'un profil d'allongement inconnu, vous pouvez aussi mesurer l'angle I, qui est compris entre $C_z = 0$ et $C_z = 50$.

Reportez cette valeur (7° par exemple) sur le graphique 62, sur la droite (fig. 64) passant par $C_z = 50$. Le point 7° rencontre la droite d'allongement 6, qui est l'allongement cherché.

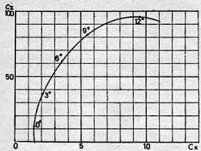


Fig. 63

Et, enfin, comment choisir le meilleur profil pour un appareil donné avant d'en construire la polaire? Connaissant la charge au décimètre carré et la vitesse de vol, lire le C_x d'utilisation sur le graphique du chapitre IX.

Considérer ailes les polaires d'allongement infini de profils connus ou nouveaux (Documents M.R.A.). Mesurer pour chaque profil la valeur de C_{xp} , qui correspond au C_x d'utilisation. La plus petite valeur trouvée pour ce C_x appartient au profil qu'il faut adopter.

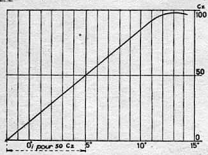


Fig. 64

Si vous avez établi la polaire de votre appareil complet et choisi le C_x , qui correspond au maximum de C_x'/C_x , assurez-vous avant de commencer la construction que votre profil est bien le meilleur de ceux dont vous disposez, en procédant comme il est dit ci-dessus. Si vous trouvez, au C_x choisi, un C_{xp} plus petit, n'hésitez pas à changer de profil pour prendre le dernier trouvé, vos performances s'en ressentiront.

La déflexion

Au bord de fuite de l'aile, les filets d'air, qui viennent de provoquer la sustentation, en circulant autour du profil, sont déviés vers le bas.

Leur direction par rapport à l'horizontale est donnée par différentes formules assez complexes. Nous donnons fig. 109, page 32, un abaque qui permet de trouver facilement une valeur approchée de l'angle de déflexion. Il suffit de connaître λ , allongement de l'aile, et x/l , quotient de la distance x , qui sépare l'empennage du bord de fuite de l'aile, par la corde l de l'aile.

Par exemple, pour une aile d'allongement 10, suivie d'un empennage placé à 2 cordes 1/2 en arrière de l'aile, l'angle de déflexion s'obtient en joignant la pointe 2.5 de l'échelle des x/l au point 10 de l'échelle des λ .

Cette droite coupe l'échelle des angles de déflexion au point $3^{\circ}48'$, qui est l'angle de déflexion pour $C_z = 100$. Si l'aile travaille

à un C_z de 80, la valeur de la déflexion sera $\frac{3^{\circ}48' \times 80}{100} = 2^{\circ}8'$.

Position de la résultante et C_m

Nous avons vu que le coefficient C_m définit la position de la résultante (chapitre IX). Comment varie le C_m avec l'allongement d'une aile? Si on effectue les essais d'une aile pour différents allongements et qu'on trace les courbes de C_m en fonction des incidences (fig. 65), on obtient une courbe bien définie pour chaque allongement. Mais si on représente les résultats en portant les valeurs de C_m en fonction des C_x , on obtient une courbe unique, dont la pente, constante, quel que soit le profil, est égale à 0,25 C_x , dans la limite des angles utilisables (fig. 65 bis).

Fig. 65

Fig. 65 bis

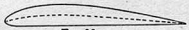
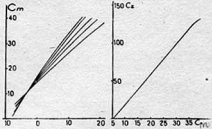


Fig. 66

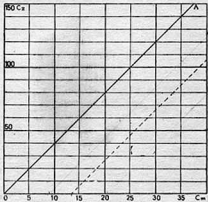


Fig. 67

Nous devons donc retenir l'intéressante propriété suivante : Pour un profil donné, à chaque valeur de C_x correspond une valeur de C_m , qui est indépendante de l'allongement. Une valeur particulière doit retenir notre attention : c'est celle qui correspond à la portance nulle : on l'appelle C_{m0} . C'est cette valeur qui caractérise les déplacements du centre de poussée d'un profil.

Si $C_{m0} = 0$, le profil est à centre de poussée fixe. C'est le cas des profils biconvexes symétriques, pour lesquels on a $C_m = 0,25 C_x$. Ces profils sont dits « indifférents », puisque, lorsque l'on change leur incidence, la résultante ne se déplace pas.

Si C_{m0} est plus grand que 0, le centre de poussée se déplace vers l'avant quand C_x augmente, et inversement, le profil est dit

« instable » (cas de presque tous les profils usuels), puisque la résultante, par son déplacement, a toujours tendance à accroître l'effet d'une perturbation.

Si Cm_0 est plus petit que 0 (négatif), le centre de poussée se déplace vers l'arrière, quand le Cz augmente, et inversement, le profil est dit « autostable ».

Pour ces deux dernières sortes de profils,
 $Cm = Cm_0 + 0,25 Cz$.

La valeur de Cm , dépend de la courbure de la ligne moyenne du profil (fig. 66). Si cette ligne moyenne a une courbure nulle, comme c'est le cas pour un profil bicarvexe symétrique, $Cm = 0$. Plus la ligne moyenne du profil est incurvée, plus grand est le Cm .

Voions comment utiliser ces différentes notions.

Nous désirons employer le profil 497 Göttingen (Document technique M.R.A. N° 1), pour un planeur PAI volant à 5 m. 50 par seconde. Quel centrage faut-il adopter ? Sur le graphique du chapitre IX, nous trouvons pour $V = 5,50$ et $P/S = 15$ Grs la valeur du Cz d'utilisation = 80. Le Cm_0 du profil 497 est de 13,5. Nous avons $Cm_0 = Cm + 0,25 Cz = 13,5 + 0,25 \times 80 = 33,5$.

Pour $Cz = 80$, $Cm = 33,5$, ce qu'on écrit : $Cm_{0,80} = 33,5$.

Par suite, le centrage est $d = Cm/Cz = 33,5/80 = 0,418$, soit 41,8 %.

Pour éviter un calcul, on peut utiliser le graphique (fig. 67). La droite OA donne les valeurs de Cm pour un profil dont $Cm_0 = 0$. Pour le profil considéré, portons sur l'échelle OM la valeur du Cm_0 , soit 13,5, et menons par ce point une parallèle à OA, qui est la courbe des Cm du profil 497.

Nous lisons bien : pour $Cz = 80$ $Cm = 33,5$.

C'est la méthode générale employée pour une aile à profil constant.

Pour une aile ayant la forme d'un rectangle ou d'un parallélogramme, on centrera l'appareil en considérant la corde AB (fig. 68), qui partage l'aile en deux surfaces égales $S_1 = S_2$. Si c'est une aile trapézoïdale ou de forme quelconque, à profil constant, voici



FIG. 68

une méthode excessivement simple, permettant de trouver sans calcul quelle est la corde à considérer pour le centrage. Dessiner sur un carton, à une échelle connue, l'aile de l'appareil projeté (fig. 69). Tracer sur l'aile des droites telles que 1-2, 3-4, 5-6, etc., parallèles à l'axe de l'appareil.

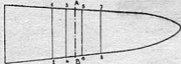


FIG. 69



FIG. 70

Découper l'aile et la placer en équilibre sur une arête vive, disposée suivant une des droites parallèles (fig. 70). Cet équilibre est obtenu lorsque l'aile repose sur la corde AB, qui servira au

centrage. Tracer cette corde et la reporter sur le dessin grandeur d'exécution de l'appareil à construire.

Pour une aile à profil évolutif, voici comment opérer :

Soit une aile ayant comme profil d'encastrement 497 G avec un Cm_0 de 13,5, et comme profil d'extrémité 436 G, avec $Cm_0 = 7,2$.

Après avoir déterminé comme précédemment la corde de centrage AB, tracer l'épure (fig. 71). Sur le prolongement de CD, porter la valeur du Cm_0 du profil d'encastrement, soit 13,5, et sur le prolongement de EF, porter la valeur du Cm_0 du profil d'extrémité soit 7,2.

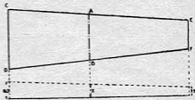


FIG. 71

Connaissant le Cz et le Cm_0 , on trouvera le centre de poussée en opérant comme au premier exemple cité plus haut.

Une fois la position du centre de poussée définie, la reporter sur le dessin du modèle, vu de profil (fig. 72), et tracer la résultante r portant $Ox = Oz = Cz$. XM parallèle à OZ, ZM parallèle à OX. Joindre MO et prolonger. C'est sur la direction

de cette résultante que sera le centre de gravité G, si c'est un planeur, son intersection avec l'axe de traction nous donnera la verticale du centre de gravité si c'est un avion.

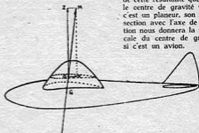


FIG. 72

Vous voyez ainsi que la considération du Cz et du Cm qui leur correspond permettent de déterminer le centrage d'un appareil.

CHAPITRE XV

L'aile en présence du fuselage - Les interactions

Reportons-nous à une série d'essais effectués à l'Institut Aérotechnique de Saint-Cyr, en 1922.

Ces essais ont porté sur six fuseaux moteurs ou nacelles de formes différentes, dont les dessins sont donnés figure 73.

- N° 1. Section rectangulaire, forme allongée.
- N° 2. Section rectangulaire, forme courte.
- N° 3. Forme triangulaire, pointe en bas.
- N° 4. Forme triangulaire, pointe en haut.
- N° 5. Forme elliptique à grand axe vertical.
- N° 6. Forme elliptique à grand axe horizontal.

On a tout d'abord essayé chaque corps séparément, afin d'en déterminer la résistance à l'avancement. La figure 74 donne les résultats de ces essais. Les corps essayés se classent dans l'ordre suivant, le meilleur étant le 1° : 5, 6, 4, 3, 2, 1.

On a ensuite monté successivement chaque corps sur une aile rectangulaire, dont on avait au préalable déterminé la polaire.

Pour chaque ensemble aile+corps, on a de nouveau effectué les essais qui donnent les résultats de la figure 75.

A la portance nulle, c'est le meilleur corps qui, avec l'aile, donne le C_x le plus faible; mais, à partir de $C_x = 30$ environ, cet ensemble aile+corps N° 5 devient le plus mauvais. Par contre, le fuselage N° 4, dont le C_x est plus du double de celui de 5 et 6, donne, toujours avec l'aile, la meilleure polarité. Ensuite vient le corps N° 1, qui, isolé, traîne cinq fois plus que le corps 5.

Ceci nous montre qu'on ne peut pas, en aérodynamique, dire a priori qu'un bon fuselage placé en présence d'une bonne aile donnera forcément un bon ensemble. Les différences de traînée trouvées lors de ces essais proviennent des interactions. On désigne sous ce nom l'action qui se produit entre l'aile et le corps, et réciproquement.

Les corps 1 et 3 donnent de petites interactions, tandis que les corps 5 et 6 en donnent de grandes.

Pour chiffrer la valeur de ces interactions, il faut recourir à l'étal au laboratoire aérodynamique.

L'examen de nombreux résultats obtenus dans plusieurs laboratoires permet de faire les remarques suivantes, qu'il est bon de retenir pour les appliquer, lorsque l'on établit un avant-projet de modèle.

Un fuselage bien dessiné, placé au-dessus d'une aile, peut provoquer de grandes interactions, en particulier lorsque la rencontre aile-fuselage donne lieu à des cavités où les filets d'air circulent avec difficulté (fig. 76). Il faut donc, autant que possible, se rapprocher de l'exemple du corps N° 1, c'est-à-dire chercher à réaliser entre les parois du fuselage et de l'aile des angles droits (fig. 77). C'est la méthode la plus facile à employer dans les appareils à la mode, c'est-à-dire à aile surbaissée. Mais la mode change, et vous voyez déjà l'aile remonter timidement, mais sûrement, vers la largeur maximum du maître-couple. Cette façon de faire permet d'obtenir entre l'aile et le fuselage le maximum de possibilité d'écoulement pour les filets d'air (fig. 78), donc, le minimum d'interactions.

Chaque fois qu'on approche un corps d'une aile seule, on contracte le passage de l'air, ce qui a pour effet de diminuer la sustentation et d'augmenter la traînée. Un simple mât profilé (fig. 79) en contact avec une aile aura peu d'influence s'il est perpendiculaire à l'envergure de l'aile, mais l'interaction augmente s'il est oblique.

Un mât d'intrados nuit peu, tandis qu'un mât d'extrados crée une forte interaction.

C'est pourquoi la formule de l'avion en porte-à-faux donne un rendement bien meilleur que celle de l'avion biplan.

On a cherché à diminuer l'interaction due à la présence du fuselage dans les appareils à aile surbaissée en étudiant des raccordements aile-fuselage tracés par des méthodes théoriques assez complexes, mais qui donnent d'excellents résultats. Le professeur

Karman a donné son nom à ces raccordements, dont la figure 80 donne un exemple.

La difficulté de réalisation de tels raccords ne permet pas d'en conseiller l'emploi aux modélistes. Il est bien préférable d'observer les quelques remarques citées plus haut pour obtenir de bons résultats sans grande difficulté.

Chaque fois qu'on établit les dessins d'un nouvel appareil, il faut observer avec soin les trois vues (élévation, plan, profil) et supprimer tout ce qui peut faire obstacle au passage des filets d'air.

Remarquons en passant qu'un dessin réussi, aux lignes harmonieuses, donnera toujours naissance à un bon appareil, tandis qu'un ensemble tourmenté et disgracieux ne vaudra rien.

Et souvenons-nous, en établissant nos projets, que la nature peut bien souvent nous guider dans la bonne voie.

Avez-vous déjà vu des oiseaux à ailes surbaissées? Ils ont depuis toujours un train repliable et escamotable, que les hommes viennent d'inventer volci seulement quelques années. Ils sont parfois à aile haute, mais jamais parasol, et la majeure partie est à aile médiane, toujours en porte-à-faux, bien entendu.

Pourquoi, dès lors, chercher des formes bizarres? Pour copier les vrais avions, sans doute. Nous l'admettons, si c'est pour construire des maquettes volantes, images fidèles des grands appareils; mais, pour les appareils de performances, cherchez avant tout des

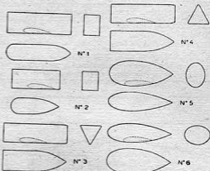


Fig. 73



Fig. 74

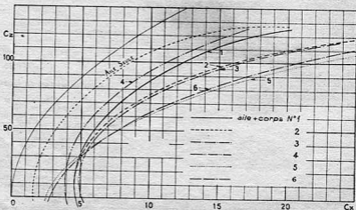


Fig. 75

lignes pures et logiques à la fois. Vous les trouverez bien voisines de celles des grands oiseaux, de « nos maîtres les oiseaux », comme disait Mouillard, qui fut un grand précurseur pour avoir été un grand observateur.



FIG. 76



FIG. 77



FIG. 78



FIG. 79



FIG. 80

Alex, évitez les interactions, qui grègnent la sustentation, tout en dilatait la résistance à l'avancement. Pour cela, laissons glisser les filets d'air autour de nos appareils, en leur évitant tout ressaut, toute cavité, toute ligne disagrafante, et nos performances s'améliorent.

CHAPITRE XVI

Etude de la stabilité longitudinale

1° Moments perturbateurs de l'ailé

La stabilité longitudinale d'un planeur ou d'un avion est obtenue lorsque cet appareil, écarté par une cause quelconque de son incidence normale de vol, y revient automatiquement.

Mais toute variation d'incidence provoque, de la part de l'ailé, des forces perturbatrices, auxquelles on oppose des forces stabilisatrices, créées par l'empennage.

C'est donc un simple problème d'équilibre de forces qu'il faut envisager, en considérant le moment de ces forces par rapport au centre de gravité de l'appareil, puisque c'est autour de ce centre de gravité que s'effectuent les mouvements de rotation qui amènent les variations d'incidence.

Nous allons examiner les forces en présence.

Nous avons vu que la courbe des C_m définit la variation de position du centre de poussée d'un profil. Considérons un profil d'ailé, 549 G, par exemple, dont nous allons tracer les résultantes pour différents angles d'incidence.

Voici les caractéristiques aérodynamiques de ce bon profil pour l'allongement 8, tirées du Document Technique M.R.A. N° 2 :

| Γ | -6° | -3° | 0° | 3° | 6° | 9° | 12° |
|----------|------------|------------|-----------|-----------|-----------------|-----------|------------|
| C_x | $= 3$ | 26 | $48,6$ | $71,8$ | 95 | 118 | 130 |
| C_x' | $= 1,8$ | $1,45$ | $2,1$ | $3,52$ | $5,6$ | $8,6$ | $11,6$ |
| C_m | $= 9,3$ | $15,1$ | $20,7$ | $26,5$ | $32,3$ | $38,1$ | $41,2$ |
| d | $= 3,1$ | $0,58$ | $0,425$ | $0,369$ | $0,34$ | $0,323$ | $0,317$ |
| | | | | | $(d = C_m/C_x)$ | | |

Supposons cette aile rectangulaire d'allongement 8 montée sur un planeur dont la traînée de fuselage et des empennages donne, par exemple, un C_x de 1. Ajoutons 1 à chaque valeur de C_x du tableau ci-dessus, et construisons nos résultantes.

Soit (fig. 81), le tracé du profil du planeur projeté, auquel nous donnons une corde de 0 m. 100. Portons à partir du bord d'attaque A, sur la droite AB, parallèle à la corde de référence CD, les distances $d = 58$ mm., pour -3° , 42 mm. 5 pour 0° , etc., et étiquetons ces points -3 , 0, 3, 6, 9, 12°.

Par le point -3 , traçons une droite qui fait avec AB un angle de -3° . La droite O coïncide avec AB. Traçons par $+3$ une droite faisant un angle de $+3^\circ$ avec AB, etc.

Sur la droite -3 , élevons une perpendiculaire, au point -3 . Portons sur cette droite, en Z, à partir de son origine, la valeur de C_x , soit 26 mm.; portons en X la valeur de C_x' , soit 2 mm. 45 sur la droite -3 . Menons par Z la parallèle à 3X et par X la parallèle à $-3Z$. Ces deux droites se coupent en R3, que nous joignons au point -3 , et que nous prolongeons.

Le vecteur $-3R - 3$ est, en grandeur et en direction, la résultante pour l'incidence -3° . Procédons de la même manière pour les autres incidences. Nous obtenons ainsi un faisceau de résultantes.

Traçons maintenant la polaire de notre planeur en portant en abscisse les valeurs de C_x de l'ailé majorées de l'unité, et en ordonnée les valeurs correspondantes de C_z . Cherchons la valeur de C_z^2/C_x^2 optimum. Cette valeur correspond à $C_x = 95$ environ, donc à un angle d'incidence de 6° , que nous lisons sur le tableau ci-dessus.

Nous savons que le centre de gravité de notre planeur sera sur la résultante R_6 , que nous venons de tracer. Supposons-le placé à 15 mm. au-dessous de AB au point G.

De ce point abaïssons les perpendiculaires sur chaque résultante et mesurons les longueurs, d , de ces droites : $d_{-3} = 21,25$ $d_0 = 7$ $d_3 = 2,25$ $d_6 = 0$ $d_9 = -1,5$ $d_{12} = 2,25$.
Mesurons également

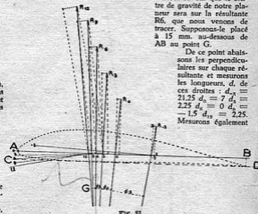


FIG. 81

la longueur de chaque résultante $R_{-3} = 26,15$ $R_0 = 48,7$ $R_3 = 72$ $R_6 = 95,2$ $R_9 = 118,5$ $R_{12} = 132$.

Nous pouvons aussi les calculer ($C_r = \sqrt{C_x^2 + C_z^2}$).

Soit 0 m. 80 l'envergure de notre planeur d'allongement 8. Sa surface est 0 m² 08, puisque la corde à 0 m 100 : $S = 0,08 = 8$ dm².

Supposons notre planeur dénué de son empennage et sa vitesse de vol constante et égale à 1 mètre par seconde. Cherchons, pour chaque incidence, quelle est la valeur du moment perturbateur auquel sera soumis notre appareil.

Ce moment a pour valeur : $M_a = \frac{C_r S V^2 d}{16}$ (d distance de G à R).

Pour simplifier les choses, et puisque $V^2 = 1$, considérons que chaque mm. de R correspond à une force $Cr = 1$ gramme, exprimons d en mm. et S en dm².

Nous obtenons :

$$M_a = \frac{Cr S d}{16} = \frac{Cr S d}{16} = 1/2 Cr d.$$

Et :

$$M_a = \frac{26,15 \times 21,25}{2} = 278 M_a = 167 M_3 = 81 M_6 = 0 M_9 = -89 M_{12} = -145$$

Portons (fig. 82) les valeurs de M en ordonnée et celles de l'incidence en abscisse ; nous obtenons la courbe des moments de l'aile par rapport au centre de gravité. Que signifie cette courbe ?

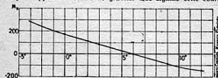


Fig. 82

Supposons notre appareil en vol sans empennage. Son angle de vol sur la trajectoire est 6°. Survient un remous qui amène notre appareil à un angle de -3°. Que va-t-il se passer ? Le bras de levier GA et cherche à faire piquer l'appareil de plus en plus. Le remous fait-il cabrer notre appareil à 9° ? Aussi, le moment cabreur (produit de la résultante R_3 par le bras de levier GB) va continuer à augmenter le cabrage de notre appareil. C'est ce qu'exprime

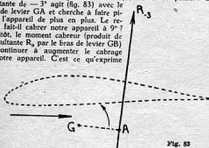
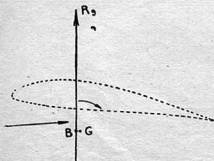


Fig. 83

la figure 82 : les moments positifs ont tendance à faire piquer l'appareil, tandis que les moments négatifs ont tendance à le faire cabrer.

Il faut, pour que notre planeur soit stable, qu'à tout instant un moment redresseur ou stabilisateur s'oppose au moment perturbateur de l'aile. L'adjonction d'un empennage convenablement calculé et bien placé va nous permettre d'obtenir ce résultat.



2° Moments stabilisateurs de l'empennage

Traçons la vue de profil du planeur projeté (fig. 84). Supposons un empennage rectangulaire, biconvexe symétrique d'allongement 5 et ayant une surface égale au 1/10^e de celle de l'aile, soit 0 dm² 8, sa corde est 0 m. 04, son centre de poussée, qui est fixe, se trouve à 25 % de la corde, au point C. La distance de C au centre de gravité G est de 327 mm.

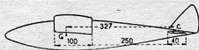


Fig. 84

Le choix de la position de notre empennage nous amène à considérer la zone de sillage de l'aile. Dans le sillage, en effet, la vitesse de l'air étant réduite, l'efficacité de l'empennage serait amoindrie, et l'on serait conduit à augmenter sa surface. La zone de sillage (fig. 85) est située en arrière de l'aile et au-dessous de celle-ci. La ligne de moindre vitesse a une pente qu'on a pu déterminer expérimentalement. Au-dessus et au-dessous de cette ligne, la zone de sillage s'étend sur un espace triangulaire de 2° au-dessus et 3° au-dessous environ.

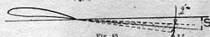


Fig. 85

La position du sillage varie avec l'incidence de l'aile (donc avec le C_z) et avec l'allongement. La figure 86 vous donne l'angle S que fait la ligne de moindre vitesse avec l'horizontale passant par le bord de fuite de l'aile pour les C_z compris entre 0 et 100 et les allongements de 5 à 15. Vous pouvez donc, ayant choisi votre C_z d'utilisation, tracer le sillage de votre aile, afin de placer votre empennage en dehors de cette zone nuisible.

Notre empennage est neutre, c'est-à-dire calé à 0° dans le courant d'air détéché par l'aile. Nous trouvons instantanément l'angle de calage sur l'abaque du chapitre XIII. Dans notre cas, $x/1 = 2,5$, $C_z = 95$, et $\lambda = 8$. Nous lisons sur l'abaque l'angle de déflexion 4°3 pour $C_z = 100$. Nous avons donc $\frac{4,3 \times 95}{100} = 4°1$

pour $C_z = 95$. Notre empennage sera calé à + 4°1. Nous allons calculer les moments redresseurs de l'empennage, et, comme la traînée de notre empennage est faible par rapport à sa sustentation, nous admettrons que la résultante est normale à l'empennage et égale au R_z pour les angles qui nous intéressent.

Pour l'allongement 5 de notre empennage, nous lisons sur la courbe des C_z en fonction des incidences (fig. 62, chap. XIII), pour $I = 10°$ $C_z = 70$. Donc, pour 1° d'incidence de notre empennage $C_z = 7$.

Calculons le moment d'empennage par rapport au centre de gravité :

$$M_e = \frac{C_z \times s_c \times V^2 \times D}{16}. \text{ Prenons, comme pour les moments}$$

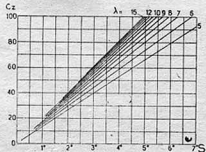


Fig. 86

d'aile, $V=1$ et se en dm^2 $Me = \frac{Cz \times 0,8 \times 327}{16} = 16,35 \times Cz$
 $= 16,35 \times 7 = 114,45 \times \alpha$.

Pour trouver les valeurs de α , calculons la déflexion pour chaque angle d'incidence. Rappelons que $Cz = 26$ pour -3° , $48,6$ pour 0° , $71,8$ pour 3° , 95 pour 6° , 118 pour 9° , 130 pour 12° .

Cette déflexion est égale à $\frac{4,3 \times Cz}{100}$.

Notre aile est calée à 6° , et notre empennage à 4° , soit une différence de $1^\circ 9'$. Retranchons $1^\circ 9'$ à chaque incidence de l'aile pour avoir l'incidence géométrique de l'empennage. De cette incidence géométrique, nous retrancherons l'angle de déflexion correspondant pour obtenir l'incidence aérodynamique de l'empennage (fig. 87). Établissons le tableau ci-dessous :

| | | | | | | |
|--|---------------|---------------|--------------|--------------|--------------|---------------|
| Incidences de l'aile | -3° | 0° | 3° | 6° | 9° | 12° |
| Incidences géométriques de l'empennage | $-4^\circ 9'$ | $-1^\circ 9'$ | $1^\circ 1'$ | $4^\circ 1'$ | $7^\circ 1'$ | $10^\circ 1'$ |
| Déflexion | $1^\circ 1'$ | $2^\circ 1'$ | $3^\circ 1'$ | $4^\circ 1'$ | $5^\circ 1'$ | $5^\circ 6'$ |
| Incidences aérodynamiques de l'empennage | -6° | -4° | -2° | 0° | 2° | $4^\circ 5'$ |



Fig. 87

Dans ces conditions, calculons les moments d'empennage $Me = 114,45 \alpha$, nous obtenons $Me = -686,7$ pour -3° , $457,8$ pour 0° , $228,9$ pour 3° , 0 pour 6° , $228,9$ pour 9° , 515 pour 12° .

Reprenons la courbe des moments de l'aile par rapport à G (fig. 82), et portons les moments d'empennage correspondant aux incidences de l'aile. La différence entre les moments stabilisateurs de l'empennage et les moments perturbateurs de l'aile nous donne la courbe (en trait plein) (fig. 88) des moments de l'appareil complet par rapport au centre de gravité (Mc). Considérons maintenant notre appareil en vol à l'angle que nous avons choisi, c'est-à-dire 6° .

Pour cet angle, $Mc = 0$. Il y a équilibre. Supposons qu'un remous porte l'incidence à $+8^\circ$. Immédiatement, le moment piqueur correspondant va faire tourner l'appareil autour de son centre de gravité, jusqu'au moment où l'incidence sera de nouveau 6° .

Un remous provoquant une diminution de l'incidence, 3° , par exemple, donnera aussitôt naissance à un moment cabreur qui ramènera l'appareil à son incidence normale de vol, à 6° .

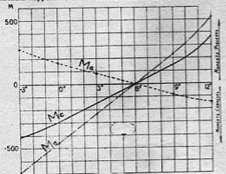


Fig. 88

La courbe de Mc est dite stable. Si cette courbe était confondue avec OX, il y aurait indifférence, puisque, pour un angle d'incidence quelconque, il n'y aurait ni moment piqueur, ni moment cabreur, pour modifier l'incidence de l'appareil. Enfin, si cette courbe avait une pente dans le genre de celle de Ma , l'appareil serait instable.

En un mot, pour qu'un appareil soit stable, il faut, à tout instant, que le moment stabilisateur de l'empennage soit plus grand que le moment perturbateur de l'aile.

Notez que nous avons pris une surface d'empennage égale au $1/10^e$ de la surface de l'aile, et que, cependant, si nous faisons

le rapport $\frac{Me}{Ma}$ au voisinage de l'angle de vol de 6° , nous trouvons 3 environ. Ceci nous montre que la surface des empennages usuels, atteignant un tiers de la surface de l'aile, est beaucoup trop grande et ne sert qu'à augmenter la traînée de l'appareil, et, par suite, à en diminuer les qualités.

Ce petit exemple de calcul d'empennage montre qu'on peut, à volonté, faire varier le rapport Me/Ma en agissant soit sur la surface d'empennage, soit sur son bras de levier D. Nous vous proposons de l'appeler : Coefficient d'empennage de nos modèles.

Nous avons construit, en appliquant rigoureusement la méthode que nous venons de décrire, des appareils qui, avec une charge de 20 Grs au dm^2 , nous ont donné de très bons résultats en 1923 (record de France de durée, appareil perdu de vue, après 3 minutes 30 secondes). Nous avons adopté un coefficient Me/Ma de 3.

Pour constituer une documentation utile à tous, il serait facile d'indiquer les résultats obtenus en vol pour un coefficient de stabilité donné et une charge donnée. La comparaison des résultats fournis par de nombreux appareils permettrait de définir une fois pour toutes le coefficient qu'on doit adopter pour les modèles réduits.

Ainsi, tous les modélistes pourront, a priori, établir des projets d'appareils stables dont ils seront certainement satisfaits; mais, aussi, ils pourront obtenir des performances nettement améliorées, par suite de la diminution de l'empennage, sans, pour cela, nuire à leur bonne stabilité.

3° Influence du centrage et du calage d'empennage

Nous allons voir, maintenant, quelles sont les conséquences d'une erreur de centrage. Considérons toujours notre planeur avec son aile calée à $+6^\circ$ et son empennage calé à $+4^\circ$. Supposons que le centre de gravité obtenu soit situé à 5 mm. en arrière de G. G., est ce nouveau centrage.

Reprenons notre tracé des résultantes, et calculons les moments de ces résultantes par rapport à G_0 . Procédons comme la première fois, c'est-à-dire abaissons de G_0 les perpendiculaires sur R_1 , R_2 , R_3 , etc., et mesurons les distances d_{10} , d_{20} , etc., nous obtenons :

| | | | | | | |
|---------------|---------|------|-------|------|-------------------------|--------|
| I | = -3 | 0 | 3 | 6 | 9 | 12 |
| R | = 26,15 | 48,7 | 72 | 95,2 | 118,5 | 132 |
| d | = 16,5 | 2,2 | -2,7 | -5 | -6,3 | -7,3 |
| Ma = 1/2 Cr d | = 215,5 | 53,5 | -97,1 | -238 | -373 | -481,5 |
| | | | | | $0,8 Cz \times (327-5)$ | |

Les moments de l'empennage sont égaux à $Me = 16$

puisque nous avons reculé G de 5 mm, ce qui nous donne pour les mêmes incidences :

| | | | | |
|-------------|--------|-----------|---------|-------|
| $Me = -676$ | -451 | $-225,60$ | $225,5$ | 507 |
|-------------|--------|-----------|---------|-------|

Les moments du planeur complet centré en G' sont donc :

| | | | | | |
|---------------|----------|----------|--------|----------|---------|
| $Mc = -460,5$ | $-397,5$ | $-322,6$ | -238 | $-147,5$ | $+25,5$ |
|---------------|----------|----------|--------|----------|---------|

Ces différentes courbes de moments sont tracées figure 88 bis.

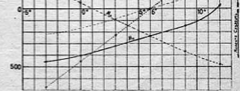


Fig. 88 bis

Nous constatons que, pour $M=0$, l'angle d'équilibre est de $11^{\circ}8$ environ. Notre planeur volera donc à un angle nettement plus grand que l'angle choisi, et, par conséquent, il descendra plus vite qu'à 6° , n'étant plus au C_2/C_2 maximum.

Il est possible de ramener cet angle de vol à l'angle choisi (6°) en agissant sur le calage de l'empennage, mais, alors, cet empennage ne sera plus calé à 0° dans le courant d'air défilé par l'aile, et, par suite, la traînée de l'ensemble sera augmentée et la vitesse de descente sera moins bonne.

Enfin, la pente de la courbe M_0 étant plus faible que celle de l'appareil centré en G, la stabilité sera diminuée, bien que la surface d'empennage soit la même.

Voici donc mises en évidence les propriétés suivantes, qui, en modèle réduit, ont une importance capitale :

Si l'on centre un appareil en arrière du centre de gravité normal (établi d'après les méthodes exposées précédemment) :

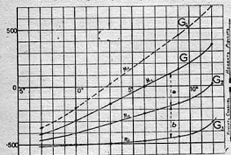
1° L'angle de vol obtenu est plus grand que celui qu'on doit utiliser, et, par suite, la vitesse de descente augmente.

2° La stabilité est diminuée.

Supposons maintenant le centre de gravité obtenu G_1 , situé à 10 mm. en arrière de G. Opérons comme ci-dessus pour déterminer les moments de l'aile, de l'empennage et de l'appareil complet. Nous obtenons, toujours pour les mêmes incidences :

| | | | | | |
|--------------|--------|--------|------|------|------|
| $M_a = 150$ | -68,1 | -273,5 | -476 | -670 | -811 |
| $M_e = -665$ | -445 | -222 | 0 | +222 | +500 |
| $M_c = -515$ | -513,1 | -495,5 | -476 | -448 | -511 |

Traçons cette dernière courbe (fig. 89). Elle est presque indifférente, et, de plus, l'angle d'équilibre (pour $M=0$) serait de 14°



environ. Un centrage un peu plus en arrière nous donnerait l'instabilité. Ajoutons sur la figure 89 les courbes M_0 pour les centrages G et G_1 . Remarquons que les ordonnées a et b, qui séparent les courbes G et G_2 d'une part, G_3 et G_4 d'autre part, sont égales. Ceci provient de ce que nous avons 5 mm. de distance entre G et G_2 et aussi 5 mm. entre G_3 et G_4 . Si on dispose de seulement deux courbes correspondant à deux centrages connus, on peut en déterminer d'autres.

Par exemple, pour un centrage G_1 , situé à 5 mm. en avant de G, nous obtiendrons la courbe M_0 en portant au-dessus de la courbe G les valeurs de M_0 , comprises entre G et G_1 . Nous obtenons une courbe dont la pente est plus grande que celle de G, donc plus stable.

L'angle d'équilibre serait de $2^{\circ}7$.

L'examen des quatre courbes de moments du planeur complet, pour quatre centrages différents, montre que, ayant réalisé correctement un appareil au point de vue calage de l'aile et de l'empennage, on peut obtenir, si le centrage est rigoureusement exact, un très bon appareil. Tout centrage plus en avant donne un planeur plus stable, mais plus rapide et moins bon. Tout centrage plus en arrière donne un appareil également moins bon, moins rapide et d'autant moins stable que le centrage recule, et même instable si le centre de gravité est trop en arrière.

Comment trouver le calage d'empennage qui permet de ramener

le planeur à l'angle de vol choisi si l'on ne peut pas corriger le centrage pour revenir au centre de gravité idéal ?

Sur la figure 88, nous voyons que, pour $I=6^{\circ}$, la valeur de M_0 du moment du planeur complet, est de -240 environ. Pour que l'angle de vol soit 6° , il faut ramener la courbe M_0 , afin qu'elle passe par O pour l'angle de 6° , autrement dit, il faut que l'empennage produise un moment piqueur égal à 240.

Par le point 6° , portons $6A=240$. Traçons AB parallèle à l'axe des incidences, qui rencontre la courbe des moments d'empennage (M_e), en B. B6 est égal au moment piqueur d'empennage, qui, s'opposant au moment cabreur du planeur complet, à 6° , va le ramener à cette incidence. AB mesure le braquage nécessaire, soit $3^{\circ}2$.

La nouvelle courbe du planeur complet pour G, est donc remonte d'une quantité égale à $6^{\circ}A$, puisque, à tout instant, l'empennage ajoute, du fait de son augmentation d'incidence, un moment piqueur égal à 240.

Toute la courbe se déplace parallèlement à elle-même.

Nous voyons donc que le fait de changer le calage de l'empennage ne change pas la stabilité, mais modifie l'angle d'équilibre, donc l'angle de vol.

Pour résumer, retenons les données capitales suivantes, dont tout modéliste doit se bien pénétrer :

Le centrage exact a une très grande importance dans les modèles réduits ; de lui dépend l'angle de vol et la stabilité.

Le calage d'empennage ne modifie pas la stabilité pour un centrage donné ; il agit sur l'angle de vol, donc sur les performances.

Toute erreur de centrage ou de calage est à éviter : l'une et l'autre diminuent les qualités d'un appareil.

4° Cas de l'empennage porteur

Dans tout ce qui précède, nous avons considéré l'emploi d'un empennage neutre, que nous avons toujours conseillé, puisqu'il assure le maximum d'efficacité et les meilleures performances.

Supposons maintenant notre appareil muni d'un empennage porteur de même surface. Choisissons, par exemple, le profil 436 G (Document Technique M.R.A., N° 1) calé à 0° par rapport au courant d'air réfléchi par l'aile, soit à $C_e=36$.

Les incidences nérodynamiques de l'empennage seront celles déjà trouvées précédemment, puisque notre profil d'empennage porteur est calé à 0° .

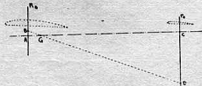
En admettant que notre aile soit toujours utilisée au même C_x (95), nous allons déterminer le centrage.

Calculons :

$$\text{le } R_z \text{ d'empennage} = C_x \times s/16 = \frac{36 \times 0,8}{16} = 1,8.$$

$$\text{le } R_z \text{ de l'aile} = C_x \times S/16 = \frac{95 \times 8}{16} = 47,5.$$

Nous disposons déjà du faisceau de résultantes de l'aile. Déterminons la position de la résultante de l'empennage à 0° (C_m/C_x). Nous connaissons donc la position de la résultante de notre aile à 6° et celle de l'empennage à 0° .



Cherchons tout d'abord le centrage de notre appareil. Le centre de gravité G, toujours situé à 15 mm. au-dessous de l'aile, sera placé de telle façon (fig. 90) que le moment de R_a par rapport à G soit égal au moment de R_e par rapport à G.

On peut employer la méthode graphique suivante :

Sur R_e porter au-dessus de l'axe la distance $AB=1,8$ (R_z)

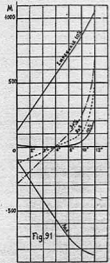
d'empennage) : sur r_{00} porter au-dessous de l'axe la distance $CD=47.5$ (R_L d'aile). Pour avoir plus de précision, porter des valeurs 5 fois plus grandes, par exemple ($AB=9$, et $CD=237.5$). Joindre BD , qui coupe l'axe en G , centre de gravité cherché. On peut aussi déterminer la position de G par le calcul, mais nous pensons que la méthode graphique sera plus appréciée des modélistes, en raison de sa simplicité ; mais elle doit être employée avec beaucoup de précision : une vérification du résultat obtenu est nécessaire ; le produit $AG \times 47.5$ doit être égal à $CG \times 1.8$.

Dans ces conditions, il y a équilibre entre le moment cabreur de l'aile et le moment piqueur de l'empennage : le planeur volera donc à l'incidence choisie de 6° .

Pour obtenir la courbe de stabilité de notre appareil, calculons, ainsi que nous l'avons déjà fait, les moments perturbateurs de l'aile, puis les moments stabilisateurs de l'empennage pour chaque incidence. Afin de simplifier le calcul des moments d'empennage, nous admettrons que la résultante de l'empennage est fixe. (Nous n'obtiendrions pas un résultat rigoureusement exact, mais l'erreur ainsi commise est de peu d'importance). Nous trouvons :

| | | | | | |
|---------|-----------|-----------|-----------|-----------|------------|
| $i =$ | 0° | 3° | 6° | 9° | 12° |
| $d =$ | -4.5 | 9.5 | 11.9 | 13 | 13 |
| $M_a =$ | -109.5 | -342 | -566 | -770 | -858 |
| $M_e =$ | 125.4 | 345 | 566 | 785 | 1056 |
| $M_c =$ | 15.9 | 3 | 0 | 15 | 198 |

Traçons (fig. 91) la courbe des moments du planeur complet.



Moments Porteurs

Moments Cabreurs

L'appareil est légèrement instable de 0 à 6° , indifférent à 6° , très peu stable de 6 à 10° , stable de 10 à 12° .

Mais nous n'avons que 10% de surface d'empennage.

En doublant la surface (20%), nous obtenons une stabilité un peu moins bonne que celle donnée, par le profil biconvexe symétrique de 10% de surface. En mettant 30% d'empennage, la stabilité est surabondante.

Ceci met en évidence cette importante conclusion :

A égalité de surface, l'empennage porteur donne une moins bonne stabilité que l'empennage neutre.

La traînée de notre empennage porteur étant plus grande que celle de l'empennage neutre, donnant la même stabilité, on voit que les performances seront moins bonnes pour l'appareil équipé d'un empennage porteur.

Si l'on ajoute à cela les difficultés de réglage, on conviendra qu'il est plus raisonnable d'employer un empennage neutre.

Il faut tenir compte de la diminution du P/S, qui résulte de l'emploi de l'empennage

porteur, pour calculer la vitesse verticale de descente, dans laquelle intervient aussi C_p/C_x . Comme la traînée augmente d'une part, et que P/S diminue d'autre part, la vitesse de chute ne varie pas beaucoup avec l'empennage porteur. Elle aurait toutefois tendance à être plus grande qu'avec l'empennage neutre.

Centrage limite arrière

Des essais systématiques ont été effectués au Laboratoire Eiffel, en 1929, sur des maquettes de planeurs monoplans à aile normale, parasol et surbaissée (fig. 92). Trois profils furent essayés (fig. 93) :

- Morane avec $Cm_0 = -1$ avec le même allongement
- Romano avec $Cm_0 = 5.5$ $\lambda = 7.5$
- 47A avec $Cm_0 = 6.2$

Enfin, quatre surfaces d'empennages furent montées successivement, permettant d'obtenir les valeurs suivantes de $\frac{s \times L}{S \times l}$

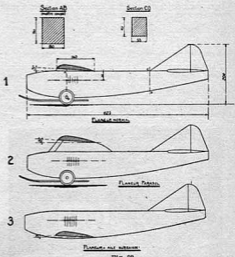


FIG. 93

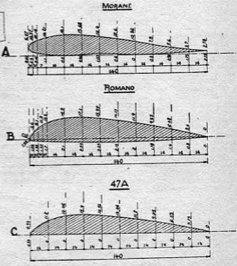


Fig. 93

(s surface d'empennage, L bras de levier de l'empennage, S surface de l'aile, l corde de l'aile).

$$\frac{s \times L}{S \times l} = 0,205 \quad 0,305 \quad 0,442 \quad 0,670$$

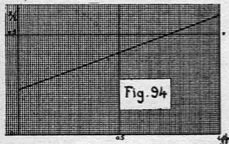
Dans le cas du planeur normal, le centrage limite arrière, à partir duquel l'appareil est instable, est donné par la formule :

$$\frac{x}{l} = 0,225 + 0,37 \frac{sL}{Sl}$$

Le parasol est un peu plus stable et donne une valeur $\frac{x}{l}$ plus grande de 0,02.

L'aile surbaissée donne une stabilité légèrement moins bonne, $\frac{x}{l}$ est plus petit de 0,03.

Cette formule pratique permet donc a priori d'établir un projet d'appareil stable. La figure 94 traduit cette formule.



CHAPITRE XVII

Stabilité latérale

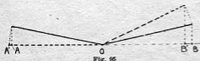
Lorsqu'un modèle d'avion ou de planeur s'incline latéralement, il effectue un mouvement de roulis. Ce mouvement est une rotation qui se fait autour de l'axe de roulis de l'appareil, qui passe par son centre de gravité.

On croit généralement qu'il faut un axe de roulis cabreur pour obtenir la stabilité latérale. Ce n'est pas indispensable, ainsi que nous allons le voir, à condition que l'appareil possède du dièdre.

Si l'axe de roulis est cabreur, il est évident que l'inclinaison latérale de l'appareil provoque, du fait de la rotation autour de cet axe, une augmentation de sustentation sur l'aile, qui s'abaisse, et une diminution sur l'aile, qui s'élève, ce qui donne naissance à un couple redresseur.

Si l'axe de roulis est confondu avec la trajectoire, il y a tout de même stabilité; en effet, dès que le modèle prend une inclinaison latérale, il dérape latéralement, et le centre de poussée de l'aile se déplace aussitôt pour donner naissance à un couple redresseur.

On peut aussi plus simplement encore considérer la projection OA = OB des deux ailes en vol normal (fig. 95). Dès qu'une inclinaison latérale se produit, OA augmente et devient OA', tandis que OB diminue pour devenir OB', de sorte que le redressement s'opère automatiquement.



Il faut, de plus, considérer l'action des surfaces verticales de l'appareil, qui, par suite du mouvement de dérapage (provoqué par le mouvement de roulis) de l'appareil, créent un couple de rappel.

Ce couple sera positif, donc stabilisateur, si les surfaces verticales ont leur centre de gravité placé au-dessus du centre de gravité de l'appareil.

Il faut donc se méfier des surfaces verticales placées trop bas, qui peuvent amener une instabilité latérale.

En résumé, pour avoir de la stabilité latérale, il faut donner du dièdre à la voilure et s'assurer que les surfaces verticales ont leur centre de gravité au-dessus du centre de gravité de l'appareil.

Stabilité de route

Lorsqu'un modèle d'avion ou de planeur se présente sur la trajectoire, de telle sorte que celle-ci coïncide avec le plan de symétrie, il offre le minimum de traînée. Si une dissymétrie quelconque s'est produite dans la construction (ailes gauches, dérive voilée), l'axe de l'appareil fait avec la trajectoire un angle α , qu'on désigne sous le nom d'angle de dérapage (fig. 96).

La stabilité de route est la propriété d'un appareil qui, écarté de la direction de sa trajectoire, y revient automatiquement. Les

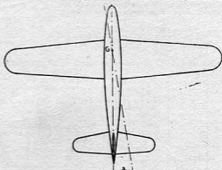


Fig. 96

mouvements de l'appareil ont lieu autour d'un axe vertical passant par le centre de gravité. Les forces aérodynamiques qui ramènent l'avion dans la bonne direction engendrent un moment de rotation stabilisateur.

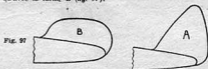
Pour obtenir la stabilité de route, on emploie des surfaces verticales placées en arrière du centre de gravité, qui constituent les empennages verticaux.

Bien entendu, on utilise pour ces empennages des profils biconvexes asymétriques calés à 0°, par rapport au plan de symétrie de l'appareil. Dès qu'une perturbation se produit, l'angle d'incidence sur la trajectoire n'étant plus nul, il en résulte une composante horizontale qui fait pivoter l'appareil autour de son axe de rotation et le ramène dans la position normale de vol.

C'est le fuselage de l'appareil qui, par lui-même, est instable et nécessite un empennage vertical. Les roues, l'hélice, placées en avant du centre de gravité, augmentent cette instabilité.

On ne peut, a priori, calculer facilement le moment perturbateur d'un fuselage, ainsi que nous l'avons fait pour l'aile; aussi peut-on s'en tenir à une valeur empirique généralement adoptée, et qui donne satisfaction dans la plupart des cas. On prend pour surface des empennages verticaux environ la moitié de celle des empennages horizontaux.

Bien entendu, les lois de l'allongement s'appliquent aussi à ces surfaces, et une efficacité plus grande sera obtenue avec la forme A qu'avec la forme B (fig. 97).



La solution bi-dérives offre certains avantages constructifs, semble à la mode actuellement, et permet, en plaçant les dérives hors du sillage du fuselage, d'en augmenter l'efficacité, tout en améliorant

le rendement de l'empennage horizontal, dont elles diminuent les pertes marginales.

La stabilité de route est liée à la stabilité latérale. En effet, tout changement de direction est une amorce de virage, qui entraîne, par conséquent, une inclinaison latérale de l'appareil. C'est pourquoi l'étude des empennages verticaux doit être faite en considérant à la fois la stabilité latérale et la stabilité de route. Pour la stabilité de route, il faut donc des surfaces dont le centre de gravité soit placé en arrière et au-dessus du centre de gravité de l'appareil.

On a essayé de supprimer la dérive en employant des empennages en V. Si ces empennages sont relativement grands et présentent un fort dièdre, on peut obtenir une stabilité de route suffisante; mais le réglage en profondeur et en direction des appareils munis de ces empennages est délicat. Sur les avions grandeur, les commandes compliquées nécessitées par leur emploi les ont fait abandonner après essais.

Le laboratoire aérodynamique permet de vérifier aisément la stabilité latérale et la stabilité de route des appareils.

CHAPITRE XVIII

Centrage et stabilité des appareils types canard tandem et sans queue

Nous avons vu comment déterminer le centrage d'un appareil classique, à empennage neutre ou porteur, placé à l'arrière; puis comment caler convenablement cet empennage, et, enfin, vérifier la stabilité de l'ensemble.

D'autres types d'appareils peuvent tenter la curiosité des modélistes désirant sortir du classique standard.

Le canard

Citons en premier lieu le canard, ou avion à empennage porteur placé à l'avant. Son nom provient de sa similitude d'aspect avec celui du canard, qui vole le cou tendu, portant la tête en avant.

Les tout premiers appareils volés furent des canards. Le Santos-Dumont, qui effectua le célèbre vol de 220 mètres, à Bagatelle; le biplan des frères Wright, ainsi que plusieurs appareils de Blériot et de Voisin.

Cette solution a eu sa vogue, mais semble abandonnée actuellement. Ceci provient du fait qu'on recherche, de nos jours, surtout la performance, et il est évident qu'un canard aura toujours plus de traînée qu'un appareil classique, puisque son empennage sera porteur et placé à l'avant, deux conditions qui ne peuvent qu'être défavorables comparativement à un appareil classique.

Cependant, le canard possède des qualités de stabilité intéressantes, en particulier l'aptitude à la perte de vitesse, et de nombreux amateurs sont conquis par cette formule.

L'étude aérodynamique de la stabilité du canard est plus complexe que celle d'un appareil classique. En effet, après avoir déterminé le calage de l'aile (C_x^2/C_x^1 optimum), en majorant le C_x pour tenir compte de la traînée supplémentaire de l'empennage porteur et de l'interaction de cet empennage sur l'aile, il faudra déterminer le centrage et le calage d'empennage.

Deux solutions s'offrent alors : se fixer un centrage et choisir le calage d'empennage correspondant, ou fixer le calage d'empennage et déterminer le centrage. Enfin, tracer les courbes de moments pour les incidences de vol.

Sans pouvoir vous donner des règles précises pour l'établissement d'un projet de canard, voici quelques renseignements relatifs à ces appareils, qui vous éviteront de longs tâtonnements.

Preions un canard équipé d'une aile d'allongement moyen (6,5), de profil 593 G, donc facile à construire, puisque plan convexe, ayant un dièdre de 8%. Cette aile étant calée à un C_x de 80, deux empennages furent établis avec le même profil.

L'un avait une surface de 16% de l'aile et un allongement de 4; l'autre avait 24% de la surface de l'aile et 6 d'allongement. Ces deux empennages furent montés à une distance de l'aile égale

à deux fois, puis trois fois la corde de cette aile (fig. 98). Les centrages corrects trouvés pour obtenir une bonne stabilité sont indiqués fig. 98. Les calages d'empennages étaient compris entre 8° et 18°.

Le tableau ci-contre donne les valeurs de i et de β pour plusieurs combinaisons réalisées.



Fig. 97

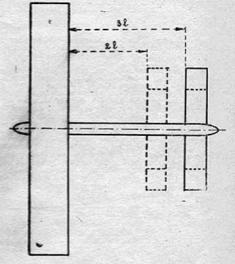


Fig. 98

Le tandem

C'est un appareil constitué par deux ailes égales. Le célèbre appareil de Langley, lancé sur le Potomac en 1896; le planeur de Peyret, présenté au grand Concours de M. R. de 1905, étaient des tandems. Ce type d'appareil possède, évidemment,

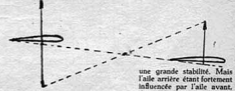


Fig. 99

une grande stabilité. Mais l'aile arrière étant fortement influencée par l'aile avant, il y a lieu d'augmenter son incidence pour tenir

compte de la déflexion dans laquelle elle se trouve plongée. On peut d'ailleurs remédier à cet état de choses en établissant un tan-

| | C_1 | C_2 | C_3 |
|---------------------|---------------------------------------|---------|--------------|
| Petit empennage ... | à 3 cordes, $\beta = 12$ $i = 0$ | 12 | 15 16 |
| | | 0 | 2 0 |
| Grand empennage. | à 2 cordes, $\beta = 8$ $i = 0$ | 15 20 | 20 |
| | | 3 2 | 4 |
| Grand empennage. | à 3 cordes, $\beta = 12,5$ $i = 0$ | 12,5 12 | 8 12 |
| | | 0 | -0,5 3,5 1,7 |
| Grand empennage. | à 2 cordes, $\beta = 15$ $i = 0$ | 15 | 17 |
| | | 0 | 0 |

deux à aile avant surbaissée et à aile arrière surélevée, ce qui offre, de plus, l'avantage, lors des atterrissages, de redresser l'appareil par suite de l'augmentation de portance sur l'aile avant provoquée par l'interaction du sol.

Le centrage du tandem s'obtient par composition des focces sur les deux ailes, compte tenu de l'angle d'incidence réel de l'aile arrière (fig. 99). La courbe des moments par rapport au centre de gravité définit sa stabilité.

Le sans-queue

La question du sans-queue revient à l'ordre du jour, après avoir subi, durant la guerre, une éclipse passagère. Nombreux sont les modélistes qui ont déjà obtenu de fort bons résultats avec ces machines : une présentation de Toussou nous a permis de voir l'avion de tourisme SE 2100, sans queue à train tricycle, et le planeur sans queue Fauvel, réalisé par la Société Aéronautique du Rhône.

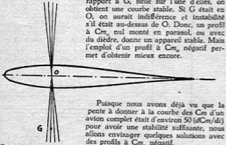
Nous avons déjà fait un bref historique de l'avion sans queue (M.R.A. N° 28), en signalant tout l'intérêt que présente cette formule.

M.R.A. N° 29 donnait, en grandeur, le plan d'un planeur sans queue de 1 m. 25 d'envergure.

Cet appareil offre de nombreux avantages, tant au point de vue construction qu'au point de vue aérodynamique. N'est-il pas, en effet, l'appareil très pur qui se rapproche de l'aile volante idéale ?

Voyons un peu comment se présente, au point de vue aérodynamique, le problème de l'avion sans queue. Soit un profil biconvexe symétrique, dont, par conséquent, $Cm_0 = 0$. Traçons les résultantes d'une aile munie de ce profil. Ces résultantes se coupent au point O, situé à 25 % de la corde (fig. 100). Pour que cette aile puisse voler sans empennage, il suffit que le centre de gravité G soit placé au-dessous du point G. En effet, le faisceau des résultantes diverge, et si l'on fait la courbe des moments par rapport à G, situé sur l'une d'elles, on obtient une courbe stable. Si G était en O, on aurait indifférence et instabilité s'il était au-dessus de O. Donc, un profil à Cm_0 nul monté en parasol, ou avec du dièdre, donne un appareil stable. Mais l'emploi d'un profil à Cm_0 négatif permet d'obtenir mieux encore.

Fig. 100



Puisque nous avons déjà vu que la pente à donner à la courbe des Cm d'un avion complet était d'environ 50 (dCm/di) pour avoir une stabilité suffisante, nous allons envisager quelques solutions avec des profils à Cm_0 négatif.

Soit une aile volante équipée d'un profil Albril AI à $Cm_0 = -2.5$ (catalogue de profils du S.T.Aé 1931). Supposons, comme nous

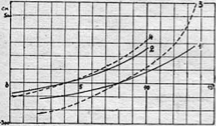


Fig. 101

l'avons fait pour notre étude de stabilité (M.R.A. N° 57), que le centre de gravité soit situé à 15 % de la corde, nous le profil. Traçons notre faisceau de résultantes, puis, après avoir centré notre appareil sur la résultante moyenne (pour $i = 7.9$ et $Cz = 75$), mesurons les distances des autres résultantes au centre de gravité choisi et calculons les moments par rapport à ce point ($M = Cz \times S / 16 \times d$).

Nous obtenons la courbe 1 (fig. 101). En effectuant le même travail avec le profil Morace-Saulnier VM 12 du même catalogue, qui a un Cm_0 de -1.5 , nous obtenons la courbe 2.

Nous constatons que la stabilité est suffisante en cabré pour la courbe 1, moins bonne en piqué. Pour la courbe 2, pente un peu moins bonne.

Supposons maintenant qu'avec le dièdre de notre volure, nous puissions placer G à 30 % de la corde, sous la corde moyenne. Nous obtenons, avec les mêmes profils, les courbes 3 et 4, meilleures que les précédentes.

Le profil AI nous donne $dCm/di = 53$, et le profil VM 12 donne 29.

Donc, avec un Cm_0 de -2.5 , très bonne stabilité, comparable à celle d'un appareil classique centré et empenné normalement.

Avec $Cm_0 = -1.5$, la stabilité n'est plus que les 3/5^e environ de la précédente. On peut admettre un Cm_0 minimum de -2 comme indispensable pour un modèle réduit de sans-queue.

Il existe, bien entendu, d'autres méthodes pour obtenir la stabilité longitudinale, en particulier par torsion négative de la volure le long de l'envergure; mais c'est au détriment de la portance, donc du rendement.

Fig. 102

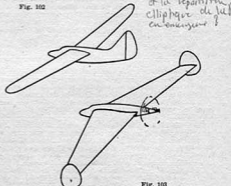


Fig. 103

Le problème le plus délicat pour l'aile volante est celui de la stabilité de route. On peut choisir la solution de la dérive axiale, pour une aile normale sans flèche (fig. 102), ou celle de l'aile à flèche prononcée avec dérives de bout d'aile (fig. 103). Pour un planeur, nous retiendrons la première solution; mais, pour un motomodelé à hélice propulsive, c'est la deuxième que nous retiendrons.

Une qualité propre au sans-queue est l'inaptitude à la perte de vitre. En cabré, l'appareil s'enfonce à plat. De plus, ayant peu d'inertie longitudinale, ce type d'appareil amortit très vite les oscillations en cas de perturbation. Avec un dièdre normal, on obtient une bonne stabilité latérale, de sorte que l'aile volante est réfractaire à la vrille.

L'absence d'empennage permet une économie sur la longueur du fuselage, donc sur sa traînée, qui s'ajoute à l'ajoute à la suppression de la traînée de l'empennage horizontal. Ceci a également pour conséquence un gain de poids appréciable, qui se traduit par une amélioration de rendement de l'ensemble.

Aide ronde

La caractéristique aérodynamique essentielle de l'aile ronde est son faible allongement. En effet, sa surface $S = \pi D^2 / 4$, le carré de l'envergure est D^2 , ce qui donne $\lambda = 4/\pi = 1.27$.

Dans ces conditions, nous savons que la pente de la courbe $Cz = f(i)$ sera très faible, que la résistance induite Cz^2/λ sera grande et que, par suite, la polarité ne sera pas brillante. En effet, différents résultats d'essais effectués sur des ailes rondes ont été publiés; nous donnons (fig. 104) en trait continu la polarité d'une aile ronde de profil 23012. En trait pointillé, nous avons représenté la polarité d'une aile de même profil, mais d'allongement 6, pour permettre la comparaison.

Pour obtenir le Cz maximum, il faut atteindre une incidence de 40° environ avec l'aile ronde, par conséquent, cette aile décroche

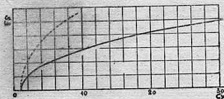


Fig. 104

très loix; il faut cabrer énormément pour voir la portance diminuer; mais, à cette portance, correspond une très grande traînée.

CHAPITRE XIX

Comment on doit caler les ailes et les empennages

Nous allons, maintenant, examiner les méthodes qui permettent de déterminer le calage des ailes et des empennages pour obtenir le maximum de rendement des appareils. Nous espérons ainsi rendre service à de nombreux modélistes.

La confusion la plus grande semble, en effet, régner dans les esprits à ce sujet. Chaque nouveau Manuel mis à la disposition des modélistes n'apporte rien de précis, et les termes : angle d'attaque, angle d'incidence, angle de calage, sont confondus par beaucoup.

Examinons une fois pour toutes cette question avec bon sens, en raisonnant sainement, et vous verrez combien elle est simple. Rien ne sert de vouloir compliquer les choses, sinon à les embrouiller et à les rendre ainsi incompréhensibles.

Calage des ailes sur un planeur

La vitesse verticale de descente d'un planeur est donnée par la formule connue suivante : $v = \frac{4}{\sqrt{C_z/C_x}} \cdot \sqrt{P/S}$ dans laquelle v

est la vitesse verticale de descente exprimée en mètres par seconde et P/S la charge en kilogrammes par mètre carré de surface.

Le simple examen de cette formule montre que, pour une valeur donnée de P/S , la vitesse verticale de descente sera d'autant plus petite que la valeur de C_z/C_x sera plus grande.

Conclusion : Il faut caler l'aile à l'angle du C_z/C_x maximum.

Mais comment trouver cet angle ? Voici une première méthode :

Soit (fig. 105), la polaire de notre aile à allongement choisi.

Ajoutons la traînée du fuselage et des empennages. Pour cela,

Nous avons vu que le C_z , intéressant pour les modèles réduits (celui du C_z^2/C_x^2 maximum) est compris entre 80 et 100. Avec l'aile ronde, il est évident que le C_z de vol sera beaucoup plus faible, d'où vitesse plus grande, et puissance plus grande aussi.

Au point de vue encombrement pour une surface portante donnée, l'aile ronde est inégale, surtout en solution monoplane.

Pour la stabilité latérale, l'aile ronde est défavorisée. Le couple de renversement du moteur est difficile à équilibrer avec cette forme. Pour la stabilité longitudinale, l'empennage est difficile à placer, et l'ensemble est peu esthétique. On a vu voler quelques avions réels à aile ronde. Nous avons personnellement survolé, un jour, du côté de Toussus, un avion à aile demi-ronde montée en parasol, avec un empennage classique : ce n'est pas poli. Les Américains ont aussi expérimenté cette formule, sans, toutefois, s'y attarder. D'ailleurs, le fait qu'aucun constructeur n'a sorti ce type d'avion en série montre son manque d'intérêt.

déplaçons vers la gauche l'origine des C_x en portant $00' = C_x$ fuselage + C_x empennage. Pour simplifier, admettons que ce C_x soit égal à 1. Rellevons les valeurs de C_x pour $C_z = 10, 20, 30$, etc., et établissons le tableau ci-dessous :

| | | | | | | | | | |
|-----------------|------|------|------|-----|------|------|-----|------|------|
| 100 C_z = | 10 | 20 | 30 | 40 | 50 | 60 | 70 | 80 | 90 |
| 100 C_x = | 2.42 | 2.4 | 2.48 | 2.7 | 3.05 | 3.45 | 3.9 | 4.48 | 5.12 |
| C_z^2/C_x^2 = | 1.7 | 13.9 | 44 | 88 | 134 | 182 | 225 | 257 | 278 |
| 100 C_z = | 100 | 110 | 120 | 130 | 140 | 150 | | | |
| 100 C_x = | 5.92 | 6.85 | 7.85 | 9.1 | 10.8 | | | | |
| C_z^2/C_x^2 = | 285 | 285 | 280 | 270 | 235 | | | | |

Traçons (fig. 105) en regard de la polaire la courbe de C_z^2/C_x^2 en portant en abscisse les valeurs de C_z^2/C_x^2 pour les valeurs correspondantes de C_z portées en ordonnées. Cette courbe présente un maximum pour $C_z = 104$. C'est ce C_z que nous adoptons.

2^e méthode. Cette méthode graphique quasi instantanée (fig. 106) est d'une précision suffisante, la voici : Promenons sur la polaire une droite AM (tracée sur un papier calque), qui lui sera toujours



Fig. 106

tangente, et dont l'extrémité A se déplace sur OX'. Elle coupe OZ en C et s'appuie sur la polaire en B. Lorsque $CB = 2 AC$, le point B est le point cherché, qui donne le maximum de C_z^2/C_x^2 .

Essayez cette méthode, qui a le mérite d'être excessivement simple, et choisissez l'une ou l'autre, qui, toujours, vous servira pour le calage de vos ailes de modèle réduit.

Sur la courbe des C_z , en fonction des incidences (fig. 107), nous liions pour $C_z = 104$ l'angle correspondant : 5.7°. C'est l'angle que nous utiliserons pour le calage de notre aile.

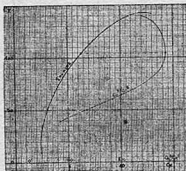


Fig. 105

Voici comment effectuer ce calage :

Le fuselage de notre planeur doit se présenter sur la trajectoire avec le minimum de traînée ; son axe de symétrie AB (fig. 108) sera donc parallèle à la trajectoire. Le calage de l'aile est l'angle de la

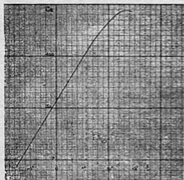


Fig. 107

corde du profil avec cet axe AB. Puisque nous n'avons ni pilote à loger, ni aucune raison de ne pas adopter le fuselage idéal, choisissons donc un bon corps fuselé symétrique, de section circulaire ou elliptique. Nous gagnerons encore un peu sur la traînée, et l'esthétique n'y perdra rien.

Fig. 109

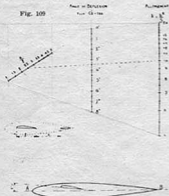


Fig. 108

Donc, l'axe du fuselage AB définit la ligne de vol du planeur, autrement dit, fait un angle de 0° avec la trajectoire. L'aile a une incidence de 5.7° sur AB, et aussi sur la trajectoire. L'angle d'incidence est confondu avec l'angle d'attaque, et aussi avec l'angle de calage. Tout se simplifie du fait qu'en modèle réduit ordinaire (à gouvernes fixes), l'angle de vol sur la trajectoire est constant. Sur un avion grandeur réelle, le pilote utilise plusieurs incidences sur la trajectoire selon qu'il veut décoller, monter, aller vite ou lentement ; mais puisque, en modèle réduit, nous avons la chance de voler à angle constant sur la trajectoire, il est donc inutile de chercher à faire une distinction, d'ailleurs inexistante, entre ces divers angles, ce qui amène la confusion dans les esprits. Désormais, considérez, comme nous venons de le faire, un seul angle, le

seul qui soit vrai, parce qu'il correspond à une réalité physique, et vous comprendrez mieux le vol de vos appareils.

Calage de l'aile sur un avion

Presque tous les concours actuels sont des concours de durée : il faut donc voler à l'angle du minimum de puissance. Si vous désirez que votre appareil monte vite et haut à la recherche d'une ascendance, c'est encore le même angle que vous devez adopter. Pour descendre aussi lentement que possible après l'arrêt de l'hélice, c'est toujours le même angle. En un mot, pour tous les modèles d'avions ou de planeurs des concours actuels, sauf pour les avions de vitesse, vous adopterez en règle générale l'angle du C_x/C_z maximum.

Dans un avion de performance, le fuselage doit aussi offrir le minimum de résistance à l'avancement. Son axe de symétrie sera donc parallèle à la trajectoire, et l'aile sera calée par rapport à cet axe, comme l'aile d'un planeur.

Calage de l'empennage

L'empennage, contrairement aux idées fausses ancrées dans bien des esprits, sera neutre à l'angle de vol, c'est-à-dire calé à la portance nulle. Pour cela, nous lui donnerons une incidence de 0° par rapport au courant d'air défilé par l'aile. « Géométriquement », il aura une incidence toujours positive. « Aérodynamiquement », il se sera ni porteur ni déporteur. C'est ce calage qui est le meilleur ; en effet, il nous donnera :

1° Le maximum de performance, puisque la portance nulle de l'empennage correspond à son minimum de traînée, et qu'à cet angle seulement, il ne modifie pas la portance de l'aile ;

2° Le maximum d'efficacité, puisque, en cabré comme en piqué, nous disposons de toute la portance positive ou négative comprise entre $C_z=0$ et le C_z maximum pour redresser notre appareil.

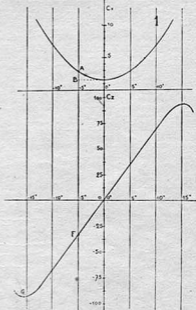


Fig. 110

Voici l'explication de ces vérités à retenir :
Considérons les courbes de C_x et de C_z d'un empennage biconvexe symétrique (fig. 110). Supposons notre empennage déporteur

et calé par exemple à -2° derrière une aile qui nous donne un angle de déflexion de 3° . L'incidence aérodynamique de notre empennage sera de -5° .

Cette incidence correspond au point A de la courbe des Cx et au point F de la courbe des Cz. Le minimum de résistance est à 0° , et nous voyons qu'à 5° , le Cx est plus grand. Le Cx supplémentaire AB provient bien de notre mauvais calage. De plus, cet empennage déporteur enlève à l'aile une fraction de sa sustentation; il faut donc augmenter l'incidence de cette aile pour compenser cette déportance, et, bien entendu, cette augmentation d'incidence se traduit par une augmentation du Cx de l'aile. Et il est évident que les meilleures performances seront obtenues avec le Cx minimum d'empennage, donc avec le calage que nous indiquons, surtout si vous avez un grand empennage, comme c'est encore malheureusement la mode.

Voici pour les performances : voyons maintenant l'efficacité.

Considérons sur la courbe des Cz le point F pour l'angle de -5° . Supposons un remous attaquant notre appareil de haut en bas. Ce remous ne sera combattu que par la zone de portance comprise entre F et G (Cz maximum). Si ce remous est très violent, l'appareil réagira dans le bon sens de F à G; puis, le Cz maximum étant dépassé, il s'engagera en perte de vitesse. Avec le calage à la portance nulle, au contraire, toute la zone de portance comprise entre O et G sera disponible. L'efficacité sera donc maximum, et, de plus, elle sera la même en piqué qu'en cabré. C'est donc bien ce calage qui donne les meilleurs résultats, tant pour les performances que pour la stabilité.

Prenez des empennages biconvexes symétriques, ce sont les meilleurs, et, surtout, ne croyez pas (comme l'indiquent, malheureusement, certains ouvrages), qu'on peut réduire la surface d'un empennage en employant un empennage porteur; c'est absolument incorrect.

Pour le calage de l'empennage, il est nécessaire de connaître l'angle de déflexion. En utilisant l'abaque de la fig. 109, nous trouvons pour $Cz = 100$ une déflexion de $3'48$. Comme notre aile est calée à $Cz = 104$, l'angle cherché est $\frac{100}{104} \times 3'48 = 3'62$.

Notre empennage, calé à $3'6$, par rapport à l'axe AB, sera effectivement calé à 0° par rapport au courant défilé par l'aile, et, de ce fait, sera neutre, efficace au maximum, tout en ayant la traînée minimum.

Centrages

Un autre avantage de l'empennage neutre réside dans la facilité de centrage. Pour un planeur, il suffit, en effet, de placer tout simplement le centre de gravité sur la résultante de l'aile (fig. 111).



Fig. 111

tandis qu'avec un empennage porteur ou déporteur, il faut composer les forces agissant sur les ailes et sur l'empennage pour trouver le point d'application de la résultante. Rappelons, en passant, que Cm/Cz donne en % de la corde la position du point d'application de la résultante et que l'on doit considérer la corde qui partage l'aile en deux surfaces égales (fig. 70).

Pour un avion, la verticale du centre de gravité doit rencontrer la résultante sur l'axe de traction, pour que le centrage soit correct (fig. 112).

Voici donc quelques renseignements utiles, qui peuvent se résumer ainsi :

Pour établir le meilleur avion ou le meilleur planeur de durée, il faut utiliser :

UNE SEULE INCIDENCE : celle du Cz'/Cx' maximum ;

UN SEUL CALAGE D'EMPENNAGE : 0° par rapport au courant d'air défilé par l'aile ;

UN SEUL CENTRAGE : sur la résultante, pour un planeur ; sur la verticale du centre de gravité, rencontrant la résultante sur l'axe de traction pour un avion.

Ces quelques principes, simples et essentiels, sont à la base de l'éducation aérodynamique du modéliste; c'est sans doute la raison pour laquelle aucun Manuel ni ouvrage sur les modèles réduits n'en a jamais fait mention.

Essayez d'adopter ces quelques règles simples, et vous serez surpris des résultats que vous obtiendrez. Ne croyez pas que ce soient là des nouveautés, vous en trouverez l'essentiel dans un article publié sous notre signature dans la revue *L'Aéronautique*, N° 93, de février 1927. Elles sont toujours vraies et resteront vraies, comme le restent, à travers les siècles, les lois de la pesanteur et de la mécanique, qui s'appliquent aussi bien au grain de plomb qu'au mastodonte.

Vous êtes sans doute surpris de ne lire nulle part, dans les lignes qui précèdent, le mot *FINESSE*, pourtant si souvent employé. C'est bien volontairement que nous l'avons évité, car pour faire des vols de durée, ce n'est pas la finesse qu'il faut rechercher. L'angle qui donne la finesse optimum (maximum de Cz/Cx) est plus petit que celui du Cz'/Cx' optimum; c'est lui qu'il faut choisir pour la distance (fig. 113). Il correspond à un Cz plus petit, donc à une vitesse plus grande. Vous remarquerez, lors de vos essais, que vos appareils voleront moins vite qu'à l'ordinaire avec le calage que nous vous indiquons; ils atterriront aussi plus lentement, diminuant ainsi les risques de casse. C'est encore une conséquence intéressante du bon calage.

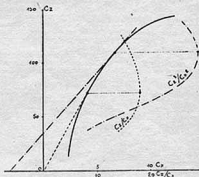


Fig. 113

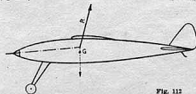


Fig. 112

CHAPITRE XX

Les dispositifs hypersustentateurs et les modèles réduits

Nous n'avons pas traité, jusqu'à présent, de l'emploi des dispositifs hypersustentateurs sur les modèles réduits. Deux raisons ont motivé cette attitude : 1° le peu d'intérêt que cela présente pour les modèles réduits normaux ; 2° la difficulté de réalisation de ces dispositifs et de leurs commandes.

Nous allons néanmoins examiner rapidement quelques-uns de ces dispositifs, non sans avoir auparavant justifié l'absence d'intérêt que les modélistes trouveraient dans leur emploi.

La caractéristique essentielle des modèles réduits est le vol à C_x constant, donc à incidence constante. Tout appareil stable et bien centré vole à angle constant sur sa trajectoire, puisque son empenage est fixe, et ceci aussi bien au décollage qu'à l'atterrissage.

Cet angle de vol, choisi avec soin, est celui qui confère à notre appareil les meilleures qualités de vol. Il semble donc inutile de lui adjoindre un volet d'intrados ou une fente avant, qui, aussitôt en action, altérerait ses performances.

De plus, l'efficacité de tels dispositifs, en particulier des fentes de bord d'attaque, est faible aux petits V que nous utilisons normalement.

Il est évident que, sur des appareils très rapides ou de grandes dimensions, équipés d'appareils fragiles de télécommande, par exemple, on pourra, comme sur les avions réels, diminuer la vitesse d'atterrissage et les risques de casse, en utilisant des dispositifs hypersustentateurs, commandés à distance ou automatiques ; mais il serait illusoire de vouloir employer de tels dispositifs sur des appareils courants.

De plus, pour mettre ces dispositifs en action au moment voulu, il faudrait doter les appareils de commandes automatiques assez complexes, qu'on ne saurait raisonnablement recommander aux débutants.

Voyons comment travaille une aile normale (fig. 114) :

A la portance nulle, les filets d'air contourneront le profil en provoquant sur l'intrados et l'extrados deux dépressions égales : donc, pas de sustentation. L'incidence augmentant, une dépression naît sur l'extrados, et une pression sur l'intrados : l'aile porte.



Fig. 114

si l'incidence augmente encore sensiblement, des décollements s'amorcent sur l'extrados, deviennent de plus en plus importants si l'incidence croît encore, et, l'écoulement devenant très turbulent, la chute de sustentation se produit. Pour certains profils, la sustentation tombe brusquement, tandis que, pour d'autres profils, elle reste stationnaire pour les angles assez grands, avant de diminuer enfin.

Nous avons vu que, plus une aile a d'allongement, moins il lui faut d'incidence pour obtenir un C_x donné ; l'abaque, p. 19° ou du Document Technique M.R.A., N° 2, permet de trouver l'incidence qu'il faut choisir pour un allongement connu pour obtenir un C_x donné.

Certains dispositifs hypersustentateurs agissent en retardant la naissance des décollements d'extrados aux grands angles d'incidence (fig. 115) :

Le volet auxiliaire avant (N° 1), ou la fente Handley-Page (N° 2) obligent les filets d'air à suivre l'extrados du profil aux grands angles d'incidence, ce qui provoque une augmentation du C_x maximum.

Les volets de courbure (N° 3) augmentent sensiblement la courbure de la ligne moyenne du profil, et, par conséquent, donnent un C_x plus élevé.

Dans l'aile Hall (N° 4), une petite aile, noyée dans l'épaisseur du profil pour le vol normal, se détache de l'aile principale en pivotant, et donne un C_x élevé pour un braquage optimum de 50° environ.

Le volet d'intrados (N° 5) est constitué par un élément mobile de l'arrière de l'aile, pivotant autour d'un point de l'intrados ; c'est un dispositif simple et très employé.

Si l'on combine le volet de courbure et la fente avant (N° 6), on accroît encore la sustentation.

Dans l'aile avec volet à fente (N° 7), un volet mobile, pivotant autour d'un point situé sous l'intrados, peut prendre différentes positions, le tracé de l'intrados de l'aile étant étudié pour assurer un bon écoulement sur l'extrados du volet mobile.

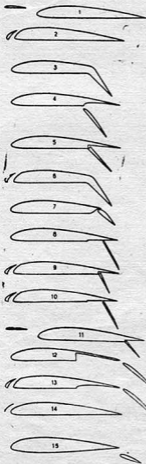


Fig. 115

Le volet Zap (N° 8), est constitué par un volet mobile, qui, placé sous l'intrados du profil, recule en se braquant.

En combinant le volet d'intrados avec une fente avant (N° 9), on obtient un C_x élevé.

De même, le volet Zap et la fente avant réunis (N° 10) donnent de très bons résultats.

Le profil auxiliaire placé à l'avant et un volet d'intrados de 20 % seulement (N° 11) donnent un C_x important.

L'aileron Fowler (N° 12), logé dans l'épaisseur du profil en vol normal, coulisse vers l'arrière et se braque pour l'atterrissage.

La combinaison de cet aileron avec une fente (N° 13) donne évidemment une très forte sustentation.

Citons aussi le bec de sécurité Potez (N° 14), petit élément fixe placé devant le bord d'attaque du profil.

L'aile double Junkers (N° 15), qui agit sur la sustentation de l'aile principale, comporte un volet et donne ainsi des résultats intéressants.

Le petit tableau ci-dessous résume les meilleurs résultats obtenus avec les dispositifs que nous avons décrits rapidement.

| N° | Désignation | Largeur | Braquage | Cz maxi | I du Cz maxi |
|-----|------------------------|---------|----------|---------|--------------|
| | Aile seule | | | 129 | 16°8 |
| 1. | Volet auxiliaire ... | 20 % | | 161 | 24° |
| 2. | Aile à fente | | | 184 | 22°5 |
| 3. | Volet de courbure .. | 30 % | 45° | 196 | 12°5 |
| 4. | Aile Hall | 34 % | 50° | 208 | 12°5 |
| 5. | Volet d'intrados ... | 30 % | 45° | 212 | 14°2 |
| 6. | Volet de C+ fente .. | 30 % | 45° | 224 | 20° |
| 7. | Volet à fente | 25 % | 37° | 230 | 14°8 |
| 8. | Volet Zap | 30 % | 60° | 238 | 13°5 |
| 9. | Volet d'in + fente ... | 20 % | 60° | 268 | 12°5 |
| 10. | Volet Zap + fente .. | 30 % | 45° | 270 | 15°5 |
| 11. | Allerlon Fowler ... | 20 % | 45° | 278 | 18° |
| 12. | | 40 % | 40° | 317 | 15°3 |
| 13. | Fowler + fente ... | 40 % | 40° | 362 | 24° |
| 14. | Bec de sécurité ... | | | 150 | 18° |
| 15. | Aile double Junkers | | | 175 | 12°5 |

Notons que l'angle d'incidence de l'aile principale ne doit pas être trop grand pour ne pas imposer à l'avion un train d'atterrissage hors de proportion. A ce point de vue, l'aile Junkers, le volet de courbure et l'aile Hall se détachent des autres dispositifs.

Enfin, la simplicité de réalisation et de commande a fait adopter souvent le simple volet d'intrados, qui donne de bons résultats, et dont l'emploi est très répandu.

CHAPITRE XXI

L'hélice aérienne

Les hélices sont des appareils hélicoïdaux employés en aviation, soit comme organes propulseurs, soit comme organes sustentateurs. La désignation d'appareils hélicoïdaux est justifiée par le fait que le mouvement d'un point quelconque d'une pale en fonctionnement s'accomplit sur une trajectoire hélicoïdale (fig. 116).

Examinons le fonctionnement d'une hélice tournant à la vitesse de n tours par seconde et travaillant dans un courant d'air animé d'une vitesse V , dont la valeur est d'abord nulle, puis augmente régulièrement.

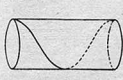


Fig. 116

Pour $V = 0$ (fonctionnement au point fixe), l'hélice produit une traction T_0 et offre un couple résistant C_0 . Si l'on augmente la vitesse V , le nombre de tours étant maintenu constant, la traction et le couple diminuent généralement (fig. 117). Pour une certaine vitesse V_1 , la traction s'annule. En augmentant encore la vitesse, le couple s'annule à son tour en V_2 .

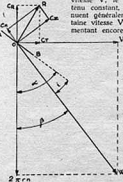


Fig. 117

Autrefois dans l'étude de l'hélice marine, le point de traction nulle jouait un rôle important. On considérait que pour ce point, l'hélice se visait intégralement dans l'eau, puisqu'elle ne supportait plus aucune poussée axiale. Il fallait donc que l'hélice avance avec une vitesse inférieure à V_1 , pour qu'elle produise une traction, et l'on disait que l'hélice fonctionnait avec un certain recul par rapport à V_1 . Mais cette conception ancienne n'est plus admise par

Fig. 118

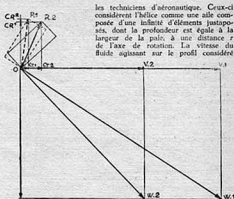


Fig. 119

est égale à la résultante W de la vitesse de rotation $2\pi rn$ et la vitesse d'avancement V (fig. 118).

Un profil de pale AB est alors attaqué avec une incidence i . La direction de la vitesse relative de l'air étant de sens opposé à W . Dans ces conditions, ce profil est soumis à l'action d'une résultante, dont la composante Cz est perpendiculaire à W , tandis que la composante Cx est dirigée suivant W . En projetant R sur V , dirigé dans le sens de l'avancement de l'hélice, on obtient Cz , composante dans la direction de l'hélice. En projetant R sur la perpendiculaire à V , on obtient Cx , composante de couple résistant de l'hélice.

Remarquons que, suivant la variation de V et de $2\pi nD$, la vitesse résultante W s'incline plus ou moins sur la direction du mouvement de l'hélice (V), et, en même temps, varie également Cz et Cx (fig. 119).

Le calcul montre que le rendement est d'autant plus grand que le rapport Cz/Cx est plus élevé, et l'on voit sur la figure 119 que la valeur des deux composantes de traction et de couple ne dépend que du rapport $V/2\pi nD$ ou de V/nD .

Pour des hélices géométriquement semblables, les éléments de surface active sont entre eux comme le carré du rapport de similitude; les efforts aérodynamiques étant proportionnels au carré de la vitesse et aux surfaces, on peut écrire que les tractions T , qui sont la somme des composantes de traction le long de la pale, sont proportionnelles à : un coefficient de traction a dépendant de la forme de la pale; à $n^2 D^4$ carré de la vitesse; à D^3 pour la surface en action.

Ce qui donne $T = a n^2 D^3 = a n^2 D^4$. De même, la puissance absorbée, qui est la somme des composantes Cx des éléments placés le long de la pale, est proportionnelle à un coefficient β lié à la forme de la pale et aux profils employés multiplié par $n^3 D^5$ et par a vitesse de rotation nD , donc la puissance absorbée $W = \beta n^3 D^5$.

Le rendement est le rapport entre la puissance transmise par l'hélice et la puissance fournie par le moteur.

Le travail produit par l'hélice en une seconde est le produit de la traction T par la vitesse V , soit TV . Le rendement est donc égal à :

$$\eta = \frac{a n^2 D^4 \times V}{\beta n^3 D^5} = \frac{a}{\beta} \times \frac{V}{nD}$$

Donc, le rendement d'une hélice dépend de la valeur de V/nD .

Tracé de l'hélice

Considérons la figure 120. Un élément de pale, calé à une incidence i sur la direction de la vitesse relative, décrit le parcours résultant RA , dont les deux composantes sont RO , vitesse de rotation $= 2\pi rn$ et $OA = V$, vitesse d'avancement.

Pour tracer une hélice (fig. 121), on construit sur deux axes rectangulaires la direction des vitesses relatives des éléments de pale

situés à des rayons r_1, r_2, r_3, \dots , en portant :

$$OA = V/2\pi n \text{ et } OB = H/2\pi.$$

La droite AM_1 est la direction de la vitesse relative de l'élément situé à un rayon r_1 de l'axe de rotation, et qui fait avec BM_1 , un angle i qui est l'angle d'incidence du profil. Il en est de même pour m_2, m_3, \dots , etc. Tous les éléments étant calés au même pas dans cet exemple, on a une hélice à pas constant. Cette épure donne donc pour chaque profil sa position et son calage. Un dessin préalable ayant déterminé la forme en plan de la pale, on peut construire l'hélice.

Mais la répartition des largeurs de pales et des calages peut être déterminée par le calcul, en se basant sur la théorie aérodynamique de l'hélice qui sort du cadre de cette Revue. Pour les lecteurs que cette étude

Fig. 120



pourrait intéresser, nous signalons l'ouvrage de M. le professeur Toussaint : *Théorie et calcul aérodynamique des hélices d'aviation. Résultats expérimentaux*. Coefficients.

Pour permettre de comparer entre eux les résultats des essais d'hélices, on emploie les coefficients suivants :

- D diamètre étant exprimé en mètres ;
- V vitesse de translation en mètres par seconde ;
- n nombre de tours par seconde ;
- T traction en kilogrammes ;
- W puissance en kilogrammètres par seconde ;
- ρ masse spécifique de l'air (au sol $1/\rho = 8$) ;

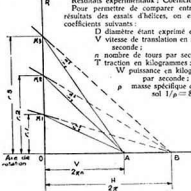


Fig. 121

Le coefficient de traction : $\tau = \frac{1}{\rho} \times \frac{T}{n^2 D^4}$

Le coefficient de puissance : $\gamma = \frac{1}{\rho} \times \frac{W}{n^3 D^5}$

Le coefficient de fonctionnement : $\gamma = \frac{V}{n D}$

Le rendement : $\eta = \frac{\tau \gamma}{\dots}$

Résultats expérimentaux

1° Mesure du pas

On a l'habitude de mesurer le pas des hélices aux $7/10^e$ du rayon à partir de l'axe. Le pas relatif H/D a pour valeur : $H/D = \tau \times r/R \times \tan \alpha$, α étant l'angle de calage du profil de la section considérée. Comme $r/R = 0,7$, $H/D = 0,7 \tau \tan \alpha$. La figure 122 donne les valeurs du pas relatif H/D pour les angles de calage des pales compris entre 0 et 60° .

2° Influence du pas

Le pas joue un rôle capital dans le fonctionnement de l'hélice. La traction, la puissance absorbée, le rendement dépendent pour beaucoup du pas de l'hélice.

Considérons une famille d'hélices moderne constituée par une hélice tripale à pas variable, dont les pales ont été calées à $15, 20, 25, 30, 35, 40, 45, 50, 55$ et 60° .

La figure 123 donne les valeurs du rendement obtenu, en fonction de V/nD . On constate que le rendement augmente avec le pas

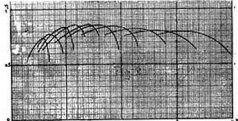


Fig. 123

et avec le $\lambda (V/nD)$, passe par une valeur maximum pour un γ donné, puis décroît.

Si l'on relève les valeurs des meilleurs rendements et qu'on les porte en fonction du pas ou de l'angle de calage des pales (fig. 124), on voit que plus le pas augmente, plus le γ du rendement maximum est élevé.



Fig. 124

donnée (fig. 125), en fonction de γ , on constate que, pour les petits γ , Si l'on porte les valeurs de $1/\tau$ (traction pour une puissance pas, la traction diminue rapidement, lorsque γ augmente. Au fur

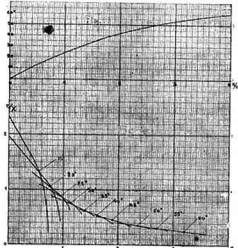


Fig. 124

Fig.

et à mesure que le pas augmente, la variation de la traction avec γ est de moins en moins importante. Ceci montre, en particulier, que, pour un motomodèle dont le moteur fonctionne à un régime élevé (faible γ et faible pas), la traction diminue vite, lorsque le vitesse augmente, ce qui limite rapidement la valeur de la vitesse maximum atteinte, et nécessite une adaptation précise pour obtenir un bon rendement.

Nous avons porté également sur cette courbe les points de rendement maximum pour chaque calage. On peut réunir ces points par une courbe continue étagée en angles de calage, chaque point de la courbe donne alors, pour un calage donné, le γ du rendement le meilleur.

L'examen des figures 123 et 124 montre tout l'intérêt de l'hélice à pas variable. En effet, lorsqu'on avion part du repos pour se déplacer de plus en plus vite jusqu'à sa vitesse maximum, le moteur tournant à un régime sensiblement constant, le γ augmente progressivement. Si le calage était fixe, 30° par exemple, on arriverait rapidement à une vitesse d'équilibre qui n'augmenterait plus.

Si le calage augmente au fur et à mesure que la vitesse, donc le γ augmente, le point du maximum de rendement correspond à des valeurs de plus en plus élevées, ce qui permet d'atteindre une vitesse plus grande. Au décollage et en montée, où l'effort de traction doit être plus grand qu'en vol horizontal, l'hélice sera utilisée aux faibles pas et donnera, là aussi, un meilleur rendement. L'hélice « constante Speed », à vitesse de rotation constante, travaille toujours dans les meilleures conditions de rendement, avec une variation automatique du pas.

3° Influence de la largeur des pales

Il est évident que, pour un diamètre donné et un pas donné, la puissance absorbée par une hélice sera d'autant plus grande que la largeur de pale sera importante. Les mesures effectuées montrent que l'augmentation relative de puissance, au point de rendement maximum, est un peu plus de la moitié de l'augmentation relative de largeur.

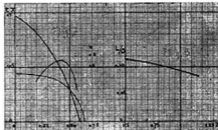


Fig. 123

Fig. 124

Mais le meilleur rendement est obtenu avec la pale la plus étroite; les propriétés de l'alignement s'appliquant, bien entendu, aux pales d'hélices. Cependant, pour une puissance donnée, ce n'est pas forcément l'hélice la plus étroite qui sera la meilleure, puisque la puissance augmente avec le diamètre. Comme la puissance varie également avec le pas, on constate qu'à chaque pas correspond une largeur optimum. La figure 126 donne la largeur de pale (L/D) optimum pour différentes valeurs de γ .

4° Influence du nombre de pales

Si l'on augmente le nombre de pales, on constate que le rendement diminue lorsque le nombre de pales augmente. Cependant, cette diminution est d'autant plus faible que le pas est petit.

La puissance absorbée augmente avec le nombre de pales; mais cette augmentation n'est pas rigoureusement proportionnelle au nombre de pales, par suite de l'interaction des pales, qui s'influencent mutuellement.

La figure 127 donne les courbes de puissance et de rendement pour quatre hélices ayant respectivement 2, 3, 4 et 6 pales.

Dans les avions modernes, où les puissances sont considérables, on se trouve limité dans le diamètre des hélices par la vitesse périphérique des hélices, qui dépasse la vitesse du son, et, de ce fait, conduit à une diminution du rendement. Aussi doit-on utiliser quatre et cinq pales, en diminuant ainsi le diamètre, tout en absorbant la puissance des moteurs. C'est ce qui explique pourquoi les hélices tripales de 1939 sont remplacées par des multipales.

5° Hélice folle et hélice calée

La résistance à l'avancement d'une hélice calée est, en général, beaucoup plus grande que celle de l'hélice tournant en autorotation. Ce fait justifie l'emploi de la roue libre sur les modèles.

6° Hélices pour motomodèles

Nous donnons (fig. 128) les courbes relatives à l'essai d'une hélice de motomodèle (diamètre 350 mm., livrée avec le moteur Micron 5 cm³) tournant à une vitesse de 4.500 tours.

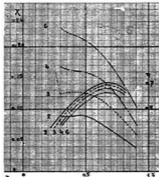


Fig. 127

La vitesse du vent a été réglée pour obtenir des γ progressifs jusqu'à la valeur pour laquelle la puissance absorbée est 0.

On constate que la courbe de rendement est assez pointue, ce qui impose un γ de 0,4 à 0,45 pour travailler au maximum de rendement. La valeur de ce rendement est 0,56 seulement, conséquence du faible pas et du γ d'utilisation peu élevé.

Nous avons vu au chapitre précédent qu'on désigne par D le diamètre de l'hélice, exprimé en mètres.

Les courbes de η et de γ permettent de faire l'adaptation exacte de cette hélice à un motomodèle pour en tirer le maximum.

CHAPITRE XXII

Les hélices sustentatrices

- n est le nombre de tours par seconde;
- V est la vitesse d'avancement en mètres-seconde;
- T est la traction en kilogrammes;
- R est le rendement.

Les coefficients qui caractérisent une hélice sont :

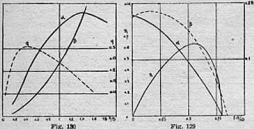
Le colonel Renard avait défini les caractéristiques des hélices par les coefficients α et β , ce qui nous donne :

$$T = \alpha n^2 D^4 \quad \text{et} \quad W = \beta n^3 D^5$$

W est la puissance absorbée, exprimée en kilogrammètres-seconde;

Pour l'étude des hélicoptères, on emploie ces derniers coefficients. Si l'on effectue en soufflerie les essais d'une hélice tournant à un régime constant n , et en faisant varier la vitesse du vent, on obtient les résultats de la figure 129.

Pour $V = 0$, on a les caractéristiques de l'hélice au point fixe (cas de l'hélicoptère en stationnement). Le rendement est égal à 0. En augmentant progressivement la vitesse V , la traction et la



puissance diminuant, pour devenir nulle lorsque V/nD atteint une certaine valeur (point de traction nulle et point de puissance nulle). Le rendement augmente avec V/nD , passe par un maximum et décroît, pour s'annuler de nouveau lorsque la traction devient nulle.

Ceci montre, en passant, que le fait de considérer la traction au point fixe d'une hélice d'avion ne signifie rien de valable, puisque cette hélice fonctionnera toujours pour une valeur de V/nD , qui n'est pas nulle. Il faut essayer de choisir la valeur de V/nD , qui correspond au maximum de rendement, pour tirer le meilleur parti possible de l'appareil muni de cette hélice.

Dans un hélicoptère, la vitesse ascensionnelle est faible; donc, le V/nD est petit, et le rendement est très faible.

On a été conduit à considérer pour les hélices sustentatrices non par le rendement habituel, mais ce qu'on appelle la qualité sustentatrice, qui a pour valeur $q = \frac{\alpha 3/2}{\beta}$.

Nous allons examiner quelques résultats expérimentaux sur les hélices sustentatrices, afin de pouvoir fixer notre choix en vue de l'établissement d'un hélicoptère modèle réduit.

C'est à M. Bréguet que nous devons les premiers chiffres relatifs à des expériences méthodiques effectuées sur des hélices sustentatrices de 8 à 9 mètres de diamètre, en 1909.

La qualité sustentatrice obtenue était de 0,35 environ.

Les pales avaient une incidence de 8 à 10° aux extrémités, et cette incidence augmentait en allant vers le moyeu.

La surface totale des pales est égale au plus au 1/8° de la surface totale balayée par l'hélice. Au delà de cette valeur, le rendement diminue.

Les valeurs de α et β étaient $\alpha = 0,02$ $\beta = 0,01$.

En 1915, Bendeman et Schmidt entreprirent, au laboratoire de Lindenberg, une série d'essais sur deux séries d'hélices à pales orientables. La première série était constituée par des hélices normales à pas primitif constant et égal à 0,75. (Le pas primitif est celui qui est donné à tous les éléments de la pale par leur calage approprié.) Lorsqu'on fait pivoter une pale d'un certain angle, à partir de son pas primitif, la rotation effectuée s'appelle le « décalage ». Il est évident qu'avec un décalage quelconque, les différents éléments de pale ne sont plus calés au même pas. On a donc étudié pour ces hélices l'influence du décalage. Voici les résultats obtenus :

Hélice à 2 pales; décalage 14°5' $\alpha = 0,0161$ $\beta = 0,0078$ $q = 0,262$
 > 3 > > 14°5' $\alpha = 0,0225$ $\beta = 0,0129$ $q = 0,262$
 > 4 > > 17° $\alpha = 0,029$ $\beta = 0,0193$ $q = 0,258$

La largeur des pales était la même dans tous les cas : 9,3 % de D. Pour conserver la qualité, il faut augmenter le pas, si on augmente le nombre de pales.

La deuxième série était constituée par des pales de pas primitif nul (pales planes ou à profils calés à 0°).

Les meilleurs résultats ont été obtenus pour un pas de 0,5 (mesuré aux 3/4 du rayon).

Ces résultats sont à retenir.

En 1925, des essais furent effectués au Laboratoire Eiffel, sur une centaine d'hélices de pas, de profils, largeur de pales différents.

En ce qui concerne le fonctionnement au point fixe, on a constaté que la qualité q dépend surtout du pas, la forme du profil et la largeur des pales ayant une influence secondaire sur les résultats obtenus.

La figure 130 donne des résultats relatifs à une famille de ces hélices.

En étudiant l'influence de la largeur des pales, on constate qu'en augmentant la largeur des pales de 1% on augmente α de 5,5 % seulement, et β de 8 %. Comme α est augmenté environ des 2/3 de β , on s'explique que q ne varie qu'insensiblement lorsque la largeur des pales change.

Le colonel Lamé a essayé, en 1922, des sustentateurs, dont le meilleur avait une qualité égale à 0,3 pour un pas de 0,56.

Des sustentateurs de 5 m. de α environ donnèrent $q = 0,32$, pour $\alpha = 0,02$ et $\beta = 0,009$.

Les hélices doubles tournant en sens inverse améliorent la qualité sustentatrice. Des essais effectués au Laboratoire Eiffel donnèrent les résultats suivants :

| Pas : | H/D | L/D | α | β | q |
|---------------|------|-------|----------|---------|-------|
| Hélice simple | 0,55 | 0,157 | 0,0206 | 0,011 | 0,27 |
| Hélice double | 0,55 | 0,157 | 0,0308 | 0,0176 | 0,305 |
| Hélice simple | 0,62 | 0,20 | 0,0241 | 0,0137 | 0,272 |
| Hélice double | 0,62 | 0,20 | 0,0367 | 0,0207 | 0,339 |

CHAPITRE XXIII

Les résistances passives

Dans l'étude d'un projet de modèle réduit, il est nécessaire de pouvoir chiffrer la traînée des organes non actifs de l'appareil : fuselage, train, hubbans, etc. C'est assez difficile, en raison du manque de renseignements connus sur ce sujet.

Nous avons cherché à établir une petite documentation par l'essai de différents appareils mis à notre disposition par des modélisateurs appartenant à l'I.P.C.F., au M.C.A. ou amis du M.R.A.

Un outillage expérimental a été étudié pour effectuer ces essais en soufflerie. Il comprend une balance à pivot (fig. 131), dont le principe est le suivant :

Une tige verticale 1, montée sur pointeau, porte un double bras horizontal 2 portant le corps à essayer. Ce bras est perpendiculaire au courant d'air. Les traînés des deux bras symétriques étant égales, il n'y a pas de traînée de support.

Un petit bras 3, parallèle au courant d'air, transmet les efforts au plateau de mesure 4 par l'intermédiaire du fil 5, qui passe sur une poulie d'Atwood 6, afin de n'avoir aucun frottement.

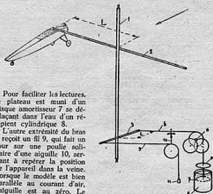


Fig. 131

Pour faciliter les lectures,

le plateau est muni d'un disque amortisseur 7 se déplaçant dans l'eau d'un récipient cylindrique 8.

L'autre extrémité du bras 3 reçoit un fil 9, qui fait un tour sur une poulie solidaire d'une aiguille 10, servant à repérer la position de l'appareil dans la veine. Lorsque le modèle est bien parallèle au courant d'air, l'aiguille est au zéro. Le contrepois 11 tend le fil de l'aiguille de repérage.

Le rapport entre la distance L du plan de symétrie du modèle à l'axe de rotation et celle l qui sépare le point d'attache du fil

de mesure 5 de l'axe étant égal à 5, les pesées effectuées représenteront cinq fois l'effort aérodynamique supporté par le modèle soumis à l'action du courant d'air. Comme les pesées se font très facilement, à 1 gramme près, la précision des mesures est de 0 gr. 2.

Nous avons essayé différents fuselages dont les sections sont données fig. 132 (voir Document Technique M.R.A. n°6). Pour chacun d'eux, nous donnerons la valeur de C_x .

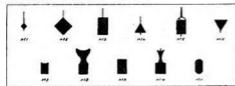


Fig. 132

Rappelons que $C_x = \frac{16 T}{S V^2}$ T en kgs, S en m², V en mètres/seconde.

| Voici les valeurs de 100 C_x : | |
|--|--------------|
| N° 1 Fuselage poutre avec patin | $C_x = 99$ |
| N° 2 Fuselage carré sur tranche | $C_x = 49,5$ |
| N° 3 Fuselage rectangulaire | $C_x = 27,4$ |
| N° 4 Fuselage triangulaire avec patin et cabane | $C_x = 57,5$ |
| N° 5 Fuselage MB34 court avec dérive et patin | $C_x = 17,8$ |
| N° 6 Fuselage de planeur, triangulaire | $C_x = 32$ |
| N° 7 Fuselage carré MRA | $C_x = 43$ |
| N° 8 Fuselage de motomodelé G.M. | $C_x = 84$ |
| Fuselage de motomodelé avec train | |
| | $C_x = 109$ |
| | $C_x = 192$ |
| N° 9 Fusel. de motomodelé MC. long | $C_x = 29,5$ |
| Fusel. de motomodelé MC. long avec train | $C_x = 43$ |
| Fusel. de motomodelé MC. long avec train et hélice | $C_x = 59$ |
| N° 10 Fuselage du « Pirate » motomodelé R.C. | $C_x = 35,8$ |
| Fuselage du « Pirate » avec train | $C_x = 63$ |
| Fuselage du « Pirate » avec train et hélice | $C_x = 135$ |
| N° 11 Motomodelé « Gladiateur » pour pylône | $C_x = 24,4$ |
| Fuselage seul | $C_x = 28$ |
| Fuselage seul+empennage | $C_x = 52,5$ |
| Fuselage seul+empennage+train | $C_x = 72$ |
| Fuselage seul+empennage+train+aille | $C_x = 121$ |

Organes divers : roues, hélices, tubes, fils, etc.
Pour ces organes, nous donnons la valeur de la traînée T/V^2 la traînée T étant exprimée en grammes et la vitesse V en mètres par seconde.

Roues ballon (fig. 133).

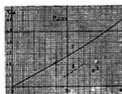


Fig. 133



Roues lenticulaires

La courbe donne la valeur de T/V^2 pour les diamètres de 0 à 100 m/m.

Roue lenticulaire MC. en bois peint 0 73 m/m. Remarquer la traînée extrêmement faible de cette roue (3).

Hélices calées

Ce sont des hélices bipales pour motomodelés. La courbe fig. 133 bis. donne les résistances T/V^2 .

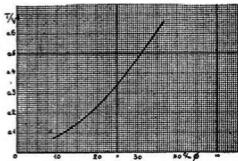


Fig. 133 bis

Tubes cylindriques et fils

Par mètre de longueur, la résistance T/V^2 est la suivante:
 $T/V^2 = 0,63$ pour 10 m/m de diamètre; elle sera de 0,315 pour 5 m/m, étant proportionnelle au diamètre.

TUBES LENTICULAIRES (OU TUBE APATÉ)

Section 11 m/m \times 4 m/m. $T/V^2 = 0,126$.
Section 9 m/m \times 3 m/m. $T/V^2 = 0,095$.
Tous ces essais ont été effectués à des vitesses comprises entre 6 et 12 mètres par seconde.

Application de ces données

Soit un modèle de 30 décimètres carrés de surface, muni d'un fuselage rectangulaire de 100 m/m \times 80 m/m, au maître-couple.
Le train comprend deux roues ballon de 100 m/m, montées sur deux jambes de force en corde à piano de 3 m/m, de 150 m/m, de long.
Chaque aile reçoit un hauban lenticulaire de 11/4, ayant 350 m/m, de longueur.

Les empennages ont une surface totale de 10 décimètres carrés (plan fixe et dérivés).

Le R_x du fuselage est $C_x \times s = 28 \times 0,08 = 2,24$.

Le C_x du fuselage rapporté à la surface de l'aile: est

$100 C_x \text{ fuselage} = 0,224/0,08 = 2,8$.

Le C_x du profil d'empennage étant égal à 1 (100 C_x):

$$100 C_x \text{ empennage} = \frac{1}{1} \times 0,1 = 0,1$$

$$T/V^2 \text{ des roues } 0,126 \times 2 = 0,252$$

$$T/V^2 \text{ des jambes de force } \frac{0,63 \times 3 \times 0,08}{1} = 0,1512$$

$$T/V^2 \text{ des haubans } 0,126 \times 0,08 = 0,01008$$

$$\text{soit au total } 0,252 + 0,1512 + 0,01008 = 0,41328$$

$$T/V^2 \text{ en kgs} = 0,0004$$

$$100 C_x \text{ train + haubans} = \frac{0,0004 \times 1600}{0,3} = 2,13$$

$$T/V^2 \text{ des roues } 0,252 + 2,13 = 2,382$$

$$\text{Le total des résistances passives de cet appareil est:}$$

$$0,74 + 0,33 + 2,13 = 3,2$$

La polarité de l'aile étant établie comme indiqué au chapitre XII, il faudra décaler son origine d'une quantité égale à 100 $C_x = 3,2$ pour obtenir la polarité de l'appareil complet, avec hélice en fonctionnement. Bien entendu, ou sans hélice. Pour avoir la polarité correspondant à la descente hélice arrêtée, il faudrait ajouter le C_x de cette hélice, qui est appréciable.

Nous espérons que ces renseignements rendront service aux très nombreux modelistes qui étudient avec soin leurs appareils en vue des compétitions futures.

Ces résultats font l'objet du Document technique M.R.A. N° 6.

CHAPITRE XXIV

Influence du nombre de Reynolds

On désigne par nombre de Reynolds R le quotient du produit V (V vitesse de vol, l corde de l'aile) par le coefficient de viscosité cinématique de l'air, dont la valeur est 0,145 pour une température de 15° et une pression barométrique de 760 m/m. V et l sont ici exprimés en centimètres.

Or, on a constaté depuis longtemps que plus le nombre de Reynolds auquel fonctionne un profil est élevé, meilleure est sa polaire.

D'autre part, la plupart des résultats d'essais en soufflerie qui sont publiés ont été obtenus à une vitesse comprise entre 30 et 50 mètres par seconde, sur des maquettes ayant une corde de 0 m. 20, tandis que nos modèles, qui ont sensiblement la même dimension, n'évaluent qu'à une vitesse de 6 à 8 mètres par seconde.

Il est bien évident que ce serait une erreur d'utiliser les caractéristiques obtenues à grande vitesse pour étudier des modèles qui volent lentement. C'est pourquoi nous avons publié dans les Documents techniques M.R.A. des polaires correspondant à un VI de 1,2, soit R = 80.000 environ.

Mais la turbulence de la soufflerie utilisée a une action sur l'écoulement de l'air autour du profil essayé.

Nous savons, en effet, que cet écoulement laisse, au contact de l'aile, une couche superficielle (couche X), dite couche limite, qui adhère à la surface de l'aile, par suite du phénomène de viscosité, et qui comporte au bord d'attaque une couche limite laminaire où l'écoulement est idéal, suivie d'une couche limite turbulente, où

l'écoulement est moins favorable, ces deux parties étant séparées par une zone de transition. La figure 43 du chapitre VIII montre bien ces différents écoulements visualisés en soufflerie.

Le frottement turbulent donne naissance à une traînée plus grande que le frottement laminaire; aussi a-t-on intérêt à rechercher des profils ayant un écoulement laminaire aussi étendu que possible.

Mais la variation de R amène le déplacement du point de transition, et, par conséquent, une variation du Cx du profil considéré.

La turbulence du courant d'air utilisé va jouer un rôle non négligeable dans la variation de la traînée des profils essayés.

Il y a donc lieu de choisir avec prudence les profils pour modèles réduits en cherchant à utiliser de préférence les résultats d'essais provenant de souffleries à turbulence semblable à la turbulence atmosphérique.

L'ensemble de ce problème traité de l'influence de R et de la turbulence a fait l'objet d'une étude publiée dans l'ouvrage de Schmitz, intitulé *L'Aérodynamisme des Flugmodells*, auquel nous renvoyons le lecteur, qui en trouvera d'ailleurs l'essentiel dans une série d'articles publiés par M.R.A. depuis octobre 1945, sous la signature de M. Max PLAN, dans une rubrique intitulée: « Technique et Expérience ».

Nous avons constaté, en essayant des profils à la soufflerie de 2 mètres de diamètre de l'Institut Aérotechnique de Saint-Cyr, vers 1922, que les profils dont la ligne moyenne a une flèche de 6 à 10 % étaient moins sensibles aux variations de R que les biconvexes dissymétriques.

C'est pourquoi nous avons souvent conseillé ce genre de profils aux modélistes.

Il reste à souhaiter la création, en France, d'un Centre de Recherches, pour mettre au point la question des profils de modèles réduits et de leurs hélices, ce Centre étant doté d'une soufflerie sans turbulence, assez grande pour essayer des modèles réduits réels de 1 m. 20 à 1 m. 50 d'envergure.

CHAPITRE XXV

Et maintenant : Etudions ensemble un planeur...

Nous allons entreprendre l'étude d'un planeur en partant d'un règlement de concours.

Ce règlement, inspiré de la tendance actuelle à augmenter la charge allaire, n'est qu'une très légère anticipation sur l'avenir. En effet, si les futurs règlements officiels sont vraiment l'œuvre de modélistes, ils comporteront une augmentation de la charge au décimètre carré, qui passera de 15 à 20 ou 25 gr., une diminution de l'énorme surface d'empannage tolérée actuellement et l'emploi des matériaux nationaux qui nous donnerait toute satisfaction il y a vingt ans.

C'est donc, bien entendu, le règlement d'un concours M.R.A. qui va nous servir de point de départ. Le voici :

Concours de durée pour planeurs dont :

1° la surface portante est comprise entre 32 et 40 dm²;
2° la surface d'empannage est inférieure ou égale à 25 % de celle de la surface portante ;

3° la surface du fuselage est au moins égale à $\frac{L^2}{200}$;

4° la charge au dm² est de 20 grammes ;

5° la construction est en tous bois, sauf balsa ;

6° lancement au treuil avec 50 mètres de câble.

Remarquons, en passant, que ce règlement est très équilibré.

En effet, s'il impose aux concurrents une limite assez étroite dans le choix de la surface portante, il doit conduire, dans le domaine des allongements pratiquement réalisables, à des appareils assez semblables, donc tout à fait comparables entre eux. N'a-t-on pas l'habitude, pour les motos, voitures ou canots, d'aligner au départ des engins de même cylindrée ?

Pourquoi donc ne pas envisager des concours d'appareils de surfaces égales ? Ce serait fort logique, car, dans tous les concours, à égalité de charge unitaire, les petits appareils sont handicapés par rapport aux grands.

Concours de durée

Il faut donc construire un appareil qui possède une vitesse de descente aussi petite que possible. Rappelons que la vitesse verticale

de descente est donnée par la formule $\frac{4}{\sqrt{\frac{C_x}{C_y}}} \cdot \frac{P}{S}$. Comme P/S est

déterminé par le règlement, nous devons chercher à obtenir une valeur de $\frac{C_x}{C_y}$ aussi grande que possible.

Avant-projet

Dessignons donc un avant-projet pour fixer les idées. Les vues de la figure 134 nous donnent dans ses grandes lignes la silhouette de notre appareil.

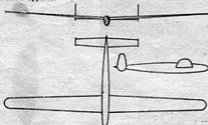


Fig. 134

Nous tenons à préciser qu'il s'agit ici d'un exemple sans prétention, ce qui signifie qu'il ne faut pas considérer ces croquis comme

ceux de l'appareil idéal destiné à pulvériser les records, mais bien comme une réalisation basée sur la méthode générale exposée ici, afin de concrétiser par une application les idées que nous avons émises.

Choix du profil

Commençons par choisir notre profil. Pour cela, prenons un morceau de papier calque, afin de relever, en les superposant, les polaires des différents profils publiés sur les Documents Techniques M.R.A. (fig. 135). Éliminons R.A.F. 32, P.L. 400 et 431, dont les

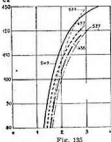


Fig. 135

polaires, provenant de très anciens documents, ne peuvent pas être rigoureusement comparées aux autres. Pour les Cz qui nous intéressent (au-dessus de 80), nous obtenons le classement suivant : 1° 549 G ; 2° 497 G ; 3° 533 G ; 4° 436 G ; 5° 573 G ; 6° NACA 23012 ; 7° 527 G. Chacun adoptera, selon ses préférences, le profil lui plaisant le mieux. Pour nous, ce sera tout simplement le premier classé qui, tout en étant le meilleur par sa polarité, possède une épaisseur convenable et un Cz maximum assez élevé. Nous l'adoptons, puisque nous recherchons la meilleure performance.

Choix de la surface

Comme nous savons que le plus grand appareil réalisable, dans la limite du règlement, sera le meilleur, à charge égale, nous prendrons donc le maximum permis, soit 40 dm².

Choix de l'allongement

Voyons un peu quel avantage réel nous pouvons escompter de l'emploi d'une aile à grand allongement. Pour fixer les idées, et afin d'avoir une fois au moins mis sur le papier l'influence de l'allongement sur la vitesse verticale de descente, prenons notre surface de 40 dm² et considérons les allongements de 5, 10, 15, 20, 25. Pour chacun de ces allongements, calculons ou relevons sur le Document M.R.A. N° 1 les valeurs de C_{x1} pour les Cz compris entre 80 et 125. Ajoutons les valeurs correspondantes de C_{ap} du profil 549 G et majorons de C_{x1} , représentant approximativement la valeur de la traînée du fuselage et des empannages.

Pour toutes ces combinaisons, calculons les valeurs de C_p^2/C_x^2 (pour ces calculs, prendre $C_x = 0,8, 0,9, 1, \text{ etc.}$, et $C_{x1} = 0,03, 0,04, \text{ etc.}$, et non les valeurs 100 Cz et 100 C_x pour éviter d'avoir 4 ou 5 zéros dans les valeurs de C_p^2).

Calculons enfin les vitesses verticales de descente avec la charge de 2 kgs au mètre carré (20 gr. par dm²).

Les courbes de la figure 136 donnent les résultats de ces calculs. Examinons-les avec attention.

En A, nous avons porté, pour chaque allongement, les valeurs de C_p^2/C_x^2 en fonction de Cz. La valeur maximum est donnée par la tangente verticale à chaque courbe ; elle augmente avec l'allongement et correspond à un Cz d'autant plus élevé que l'allongement est plus grand. La courbe en pointillé réunit les Cz correspondant au maximum de C_p^2/C_x^2 ; nous l'utiliserons par la suite.

En B, nous avons porté pour chaque allongement la valeur de C_p^2/C_x^2 maximum, relevée sur les différentes courbes de A.

La courbe C indique la valeur de la vitesse verticale de descente pour notre planeur, chargé à 20 gr., et pour les allongements compris entre 5 et 25.

Enfin, la courbe D donne le temps mis par notre planeur pour descendre de 50 mètres, en supposant qu'il n'y ait aucune ascendance, ceci pour les allongements considérés.

Nous pouvons faire de nombreuses remarques en examinant ces courbes, qui mettent en évidence bien des choses. Par exemple, nous voyons en C que le gain obtenu sur la vitesse de descente est de 0 m. 17 lorsque l'allongement passe de 5 à 10, tandis qu'il n'est plus que de 0 m. 07 de 10 à 15, etc...

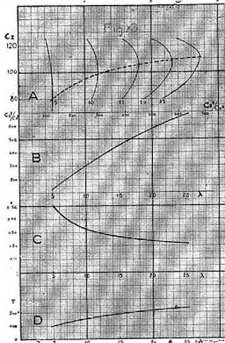


Fig. 136

Dès lors, nous avons la possibilité de choisir notre allongement en toute connaissance de cause. Voulons-nous un temps de trois minutes, soit 180 secondes, pour descendre de 50 mètres ? La courbe D coupe la valeur 180 secondes en un point qui définit un allongement de 13,5, auquel correspond, sur la courbe B, un C_p^2/C_x^2 de 410.

Enfin, en regard de $C_p^2/C_x^2 = 410$, nous lisons en A sur la courbe pointillée le Cz de vol, qui est égal à 104.

Avec 18 d'allongement, nous gagnerons 20 secondes, tandis qu'avec 10, notre planeur mettrait 28 secondes de moins.

Nous pouvons, à notre guise, fixer notre choix après ce petit travail, dont vous voyez maintenant tout l'intérêt. Mais quel allongement quinquennovis « réaliser » convenablement ?

C'est ici pour-nous l'habileté constructive de chacun. Il est indispensable de réaliser une construction soignée pour avoir des ailes rigoureusement symétriques, sans aucun gauchissement, afin que notre planeur vole droit et descende ainsi moins vite.

N'oublions pas, en effet, que la vitesse verticale de descente que nous avons calculée est celle qui est relative à une trajectoire rectiligne. Tout virage augmente cette vitesse de descente. Il est donc nécessaire d'obtenir, par la perfection de la construction, des vols rectilignes.

De plus, lors de la montée au treuil, un appareil dissymétrique s'engage latéralement et n'atteint pas le maximum de hauteur permis par la longueur de câble autorisé.

Le débutant devra limiter son choix à un allongement modeste, 6 à 8, par exemple ; le constructeur moyen adoptera de 10 à 12 ; enfin, le modéliste confirmé pourra envisager 15 à 18 ou plus.

Nous allons, dans notre projet, considérer le constructeur moyen en adoptant l'allongement 12.

Dessin de l'aile

Pour ne pas imposer un trop long travail de dessin de nervures, nous allons dessiner une aile à partie centrale rectangulaire et à extrémités elliptiques (fig. 137). Notre aile sera monolongeron, ce longeron sera placé au centre de poussée du profil et nous tracerons un quart d'ellipse AB comme bord d'attaque et un autre quart d'ellipse BC comme bord de fuite.

Notre surface d'aile étant 40 dm^2 ($0 \text{ m}^2 40$) et l'allongement 12, nous allons déterminer l'envergure: $12 = \frac{S}{b}$, donc $b = \sqrt{12 \times S}$
 $b = \sqrt{0,40 \times 12} = 2 \text{ m. 19}$, prenons 2 m. 20 . Envergure: 2 m. 20 .

La partie rectangulaire centrale aura environ 40% de l'envergure, soit $2,20 \times 0,40 = 0 \text{ m. 88}$, prenons 0 m. 90 .

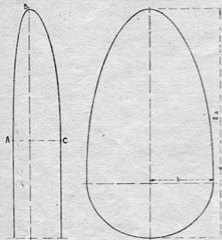


Fig. 137

Fig. 138

Calculons ensuite l , longueur de la corde de l'aile dans sa partie centrale. Nous avons :

1° un rectangle de surface $0 \text{ m. } 90 \times 1$.
 2° deux moitiés d'ellipses ayant pour grand axe commun : $2 \text{ m. } 20 - 0 \text{ m. } 90 = 1 \text{ m. } 30$, et pour petits axes deux valeurs, dont la somme est égale à la corde l . Nous avons donc : la surface de l'ellipse est égale à $\pi a \times b$, a et b sont les demi-axes.

$$0 \text{ m}^2 40 = 0,90 l + \frac{1,30}{2} \times \frac{1}{2} = 0,91 + 1,02 l = 1,92 l$$

$$l = \frac{0,40}{1,92} = 0 \text{ m. } 209 \text{ (prenons } 0 \text{ m. } 210)$$

Vérification :

$$(0 \text{ m. } 90 \times 0 \text{ m. } 210) + \pi \times \frac{1 \text{ m. } 30}{2} \times \frac{0 \text{ m. } 21}{2} = 0 \text{ m}^2 189 + 0 \text{ m}^2 214 = 0 \text{ m}^2 403$$

Choix de l'empennage horizontal

Adoptons une surface raisonnable, soit 15% de la surface de l'aile et un allongement de 8 environ, qui nous donnera une bonne efficacité. Pour faciliter la construction, cet empennage sera rectangulaire. Il aura donc $40 \times 0,15 = 6 \text{ dm}^2$ de surface, ce qui donne une envergure de $0 \text{ m. } 666$ pour une corde de $0 \text{ m. } 09$.

Disposition des voilures

Nous mettrons entre le bord de fuite de l'aile et le bord d'attaque de l'empennage une distance égale à environ 2,5 fois la corde de l'aile, soit $0 \text{ m. } 500$.

Choix des dérives

Notre appareil étant bidérive, nos empennages verticaux seront situés hors du sillage du fuselage; aussi allons-nous pouvoir leur donner une surface égale, non pas à la moitié de la surface de l'empennage, comme on en a l'habitude, mais seulement aux trois-quarts de cette surface. Ceci nous donne $6 \times 3/4 = 4,5$, $4,5/2 = 2,25$ pour les deux dérives, et $1 \text{ dm}^2 12$ par dérive.

Elles seront constituées d'éléments elliptiques (fig. 138) et auront la même largeur que l'empennage horizontal.

$$\text{La surface étant } \pi \times ab = 0,0112 \quad ab = \frac{0,0112}{\pi} = 0 \text{ m. } 0036$$

$$\text{Mais } b = 0,045, \text{ donc } a = \frac{0,0036}{0,045} = 0 \text{ m. } 080$$

La hauteur est égale à $2a$ soit $0 \text{ m. } 160$.

Vérification de la stabilité

Avant d'étudier notre fuselage, voyons un peu ce que donne à première vue la stabilité de notre appareil.

L'examen des courbes tracées fig. 136 nous montre que, pour l'allongement choisi, le C_z de vol sera d'environ 102.

Le centrage s'établit donc ainsi :

$$\text{le } C_{m_0} \text{ du profil } 549 \text{ G étant de } 8,2 : C_{m_{102}} = C_{m_0} + 0,25 C_z = 8,2 + (102 \times 0,25) = 33,7$$

$$d = \frac{C_m}{C_z} = \frac{33,7}{102} = 33\%$$

Traçons sur une feuille de carton le dessin d'une aile, dont nous déterminerons la corde moyenne.

Cette corde est située à environ 470 m/m . de l'encastrement et se trouve donc presque dans la partie rectangulaire de notre aile. Avec un diamètre de 8% , cette corde moyenne se trouve à 38 m/m . environ au-dessus de la corde d'encastrement.

Établissons la poire d'allongement 12 (comme nous l'avons déjà fait pour les autres allongements). Calculons, au moyen du Document M.R.A. N° 2 le C_z pour 4° de plus et 4° de moins que l'angle de vol (qui correspond à $C_z = 102$), et traçons l'épure des résultantes ainsi définies.

Calculons les moments de l'aile par rapport au centre de gravité (qui est sur la résultante de $C_z = 102$), puis les moments de l'empennage pour -4° , 0° et $+4^\circ$.

Nous trouvons que les moments stabilisateurs d'empennage sont environ trois fois plus grands que les moments perturbateurs d'aile.

C'est la valeur qui correspond aux résultats trouvés antérieurement et qui donne, en vol, toute satisfaction comme stabilité.

Nous pouvons donc, maintenant que notre aile et notre empennage sont définitivement en place, aborder l'étude de notre fuselage.

Étude du fuselage

La mise en place de l'aile et de l'empennage étant déterminée, nous pouvons tracer notre fuselage. Nous lui donnerons, en avant de l'aile, une longueur égale à la profondeur de l'aile.

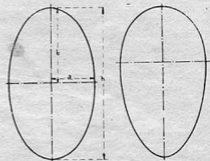


Fig. 139

Fig. 140

Sa longueur totale sera donc $1 \text{ m. } 05$.

La section du maître-couple sera $\frac{1,05^2}{200} = 0 \text{ m}^2 0055$.

Nous allons tracer deux sections de maître-couple pour fixer les idées.

1° Ellipse pure (fig. 13) $S = \pi ab$, a et b étant les demi-axes. Prenons la hauteur h égale à 3 fois $1/2 a$, par exemple.

$$2b = 3a, \quad b = 1,75a, \quad S = \pi \times 1,75a \times a \times a = 1,75\pi \times a^3$$

$$a = \sqrt[3]{\frac{S}{1,75\pi}}$$

$$a = \sqrt[3]{\frac{0,0055}{1,75\pi}} = 31,6, \text{ prenons } 32 \text{ m/m. } b = 56, h = 112.$$

2° Deux demi-ellipses superposées (fig. 140), avec même largeur et même hauteur, donc même maître-couple que le précédent.

Voyons ensuite les vues en plan et en profil de notre fuselage. Prenons, comme nous l'avons conseillé, un profil biconvexe symétrique facile à tracer et étroits-le (*Documents M.R.A.*), de façon à obtenir un profil de longueur et d'épaisseur données. L'une ou l'autre de ces méthodes va donc déterminer la vue en plan de notre fuselage. La vue de profil sera obtenue de la même façon dans le cas de l'ellipse pure comme maître-couple. Avec le dixième maître-couple tracé, nous obtenons la forme de la figure 141. On peut donner un peu plus de hauteur à l'arrière pour améliorer l'assise de l'empennage.



Fig. 141

Détermination de la polaire de l'appareil complet

Ayant choisi notre aile, son profil et son allongement, nous pouvons donc en tracer la polaire.

Jusqu'à présent, nous avons ajouté aux valeurs C_x de l'aile seule un C_x de 1, qui représente à peu près les résistances passives d'un appareil normal, afin de faciliter les calculs dans un exemple.

Mais puisque nous étudions un appareil bien défini, nous allons maintenant chiffrer avec plus de précision la valeur des résistances passives du fuselage et des empennages.

Le coefficient de traînée d'un empennage tel que nous l'avons dessiné est compris entre 10 et 12,5. Prenons $C_x = 12,5$.

Mais cette valeur est relative à la surface du maître-couple. Le C_x de ce fuselage, rapporté à la surface de l'aile, sera, s étant la surface du maître-couple :

$$C_x = \frac{12,5 \times s}{S} = \frac{12,5 \times 0,0055}{0,40}$$

La traînée d'empennage, rapportée à la surface de l'aile, est égale à $\frac{C_x \times s_e}{S}$. Comme notre empennage travaille à 0° , son C_x est

égal à 1. (Voir Document M.R.A., N° 3) Sa surface étant de 15 % de celle de l'aile, soit 6 dm², son C_x est de :

$$\frac{1 \times 0,06}{0,40} = 0,15.$$

Les dérives ont une surface de 2 dm²25, ou 0 m² 0225.

$$\frac{1 \times 0,0225}{0,40} = 0,056.$$

La somme des résistances passives est donc :

$$\text{Fuselage} + \text{empennage} + \text{dérives} = 0,17 + 0,15 + 0,056 = 0,376.$$

Prenons 0,4.

Nous aurions pu aussi écrire, en partant de la formule :

$$R_x = C_x S \quad \left\{ \begin{array}{l} R_x \text{ Fuselage} = C_x \text{ fuselage} \times s \text{ fuselage.} \\ R_x \text{ Empennage} = C_x \text{ empennage} \times s \text{ empennage.} \\ R_x \text{ Dérives} = C_x \text{ dérives} \times s \text{ dérives.} \end{array} \right.$$

et tirer de cette somme C_x passif total =

$$\frac{R_x \text{ passif total}}{\text{Surface aile}}$$

Cette valeur de 0,4 est celle qui correspond à un fuselage volant à 0° d'incidence sur la trajectoire, donc au minimum de traînée et à des empennages calés, eux aussi, au C_x minimum.

Lorsque nous décalons vers la droite notre polaire d'une quantité égale aux résistances passives, nous supposons que, pour toutes les incidences, ces résistances passives ne varient pas, ce qui n'est pas conforme à la réalité. Mais en agissant ainsi, nous supposons que nous avons donné volontairement, pour toutes les incidences de l'aile, le calage idéal à notre fuselage et aux empennages. Aussi, lorsque nous prenons cette polaire idéale pour déterminer la valeur du maximum de C_r^2/C_x^2 , nous ne commettons aucune erreur, et nous sommes certains d'obtenir ainsi le minimum de traînée qu'il est permis de souhaiter.

En réalité, la polaire de notre appareil serait celle qui est figurée en pointillé sur la figure 142, c'est-à-dire que la traînée du fuselage et des empennages augmentant avec l'incidence, la polaire réelle s'écarte progressivement de la polaire idéale, que nous avons l'habitude de considérer. Mais ces deux polaires coïncident au point d'utilisation, le seul qui doit retenir notre attention.

Remarquons que les résistances passives de notre planeur sont relativement faibles. La section du maître-couple est petite, et nos empennages sont normaux.

Si nous avions pris 33 % de surface d'empennage et la moitié pour la dérive, nous aurions obtenu un C_x passif total de 0,65.

Avec 10 % seulement de surface d'empennage, le C_x passif serait de 0,32.

Partant de ces données, nous allons pouvoir maintenant chercher le calage exact de notre aile.

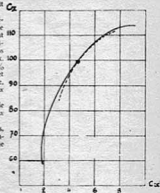


Fig. 142

Calage de l'aile

Reprenons les données qui nous ont servi à étudier l'influence de l'allongement sur la vitesse verticale de descente. Prenons comme valeur des résistances passives $C_x = 0,4$, que nous venons

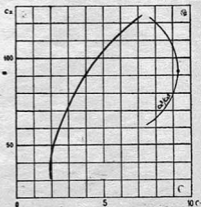


Fig. 143

de trouver, et calculons, pour des valeurs de C_z égales à 10, 20, 30, etc., le C_x correspondant $C_x = C_{x1} + C_{x2} + 0.4$. Calculons ensuite pour les mêmes valeurs de C_z les C_a^2/C_a^2 correspondantes, et traçons la courbe des C_a^2/C_a^2 en fonction de C_z (fig. 143).
 Nous pouvons aussi, en utilisant les Documents Techniques M.R.A., tracer directement la polaire, ainsi que nous l'avons déjà indiqué, en portant à droite de la courbe des C_x pour l'allongement 12 le C_{x0} du profil 549 et les 0,4 de résistances passives (fig. 144). Traçons la courbe de C_a^2/C_a^2 , dont la valeur maximum nous donne le C_z d'utilisation, qui est 92,5.

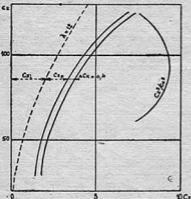


Fig. 144

Grâce au Document M.R.A. N° 2, nous trouvons que, pour l'allongement 12 et un C_z de 92,5, l'angle d'incidence est $11^{\circ}1'$. L'angle de portance nulle du profil 549 G étant $-6^{\circ}4'$, l'angle de calage de notre aile est $11^{\circ}1' - 6^{\circ}4' = 4^{\circ}7'$.

Calage de l'empennage

Comme notre empennage biconvexe symétrique est calé à 0° dans le courant d'air détaché par l'aile, son angle de calage sera égal à l'angle de déflexion. Sur l'abaque du Document M.R.A. N° 3, nous trouvons, pour l'allongement 12 et la distance $x/l = 2,5$, que nous avons choisie, 2°85 comme valeur de la déflexion pour $C_z = 100$. Pour $C_z = 92,5$, cet angle sera $\frac{100}{92,5} \times 2^{\circ}85 = 2^{\circ}6'$.

Nous calerons donc notre empennage à $2^{\circ}6'$. Assurons-nous, en traçant la zone de sillage de notre aile (fig. 86), que notre empennage est bien placé en dehors de cette zone, afin qu'il travaille dans de bonnes conditions.

Centrage

Et, pour terminer l'étude aérodynamique de notre planeur, il ne reste plus qu'à définir notre centrage.

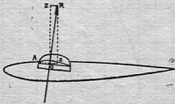


Fig. 145

Le C_m de notre profil est 8,6. Nous valons à $C_z = 92,5$ ce qui nous donne comme valeur de C_m pour ce C_z :

$$C_m = 8,6 + 0,25 C_z = 8,6 + 23,12 = 31,72$$

Le centrage est donc $C_m/C_z = \frac{31,72}{92,5} = 34,3\%$ de la corde moyenne.

Sur la vue de profil de notre planeur, traçons la résultante pour l'angle de vol choisi (fig. 145).

Pour cela, menons du bord d'attaque A la parallèle à la corde et portons sur cette droite la longueur $AO = 34,3\%$ (ceci sur la corde moyenne). Construisons alors $OX = C_x$ et $OZ = C_z$; menons ZR parallèle à OX et XR parallèle à OZ ; joignons RO et prolongeons, RO est la résultante cherchée, sur laquelle nous devons placer le centre de gravité de notre planeur.

CONSTRUCTION

Construction du fuselage

Deux procédés classiques peuvent être employés :
 a) la construction par lisses et entourage ;
 b) la construction avec revêtement travaillant.
 Dans les deux cas, il faut, avant tout, un alignement parfait des couples. Nous recommandons l'emploi d'un tube intérieur, cylindrique, réalisé en gros papier Canson, en placage mince ou en léger contreplaqué (fig. 146). Ce tube est indéformable en flexion comme en torsion,

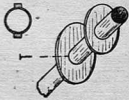


Fig. 146

s'il est exécuté avec soin, sur un mandrin (manche à balai bien droit), en prenant la précaution de le faire en deux épaisseurs, avec deux collages symétriques, qui annulent ainsi la déformation provoquée par le séchage de la colle. On peut encore coller deux petites baguettes symétriques, qui centreront automatiquement les couples lors de leur mise en place (fig. 146). Ce tube peut aussi être carré, avec des cloisons intérieures, pour éviter la torsion.

On peut enfin utiliser un bon mandrin rectangulaire en bois dur, sur lequel on enfile les couples, et qu'on retirera une fois le fuselage terminé.

Sur le tube-armature, on met en place les couples préalablement tracés et découpés, en tenant compte de l'épaisseur des lisses ou du revêtement.

Un caisson d'encastrement d'aile pourra être ménagé (fig. 147), à moins que les ailes ne viennent s'assembler latéralement sur des trons solitaires du fuselage (fig. 148), comme c'est la mode actuellement.

Fig. 147



Le patin central, qui recevra le crochet de lancement et la soute à lest, seront prévus. Il est bon de ménager, comme nous l'avons conseillé, une deuxième soute à lest, placée au centre de gravité, pour faire varier éventuellement la charge du planeur, sans changer son centrage.

Dans le cas de la construction à revêtement travaillant, les couples seront entourés d'une bande de placage de 3 à 6 m/m. de largeur, qui permettra un collage facile du revêtement.



Fig. 148

Celui-ci peut être constitué par du placage de noyer, de peuplier, de sycamore, de tullepier de 5/10^e à 1 m/m., qu'on trouve encore, ou de balsa plus épais.

Les couples étant mis en place, on découpe, dans du papier ou du bristol, des éléments développables qui servent de gabarit pour découper les éléments définitifs. Ceux-ci, préalablement mouillés,

soit mis en place et maintenu par des brides de caoutchouc plat ou des épingles. Après séchage complet, on les colle définitivement, les joints étant obtenus aisément sur les petites bandes des couples. Un ponçage soigné donne à l'ensemble un aspect fini. Cette surface une pourra être entoilée, afin d'éviter l'éclatement dans les chocs violents, inévitables dans la carrière d'un planeur qui vole souvent.

Crochet

Nous avons prévu l'attache du crochet de lancement sur le patin, ceci pour les modèles qui ont l'habitude d'employer un crochet réglable se fixant sur des trous équidistants percés dans le patin. Mais, ainsi que nous l'avons dit, voici des années, le seul point d'attache logique du crochet de lancement est le centre de gravité du planeur.

En effet, tiré par ce point, le planeur va prendre automatiquement un angle de vol sur la trajectoire, qui sera précisément celui que nous avons choisi comme étant le meilleur au point de vue de la vitesse verticale de descente; mais c'est aussi le meilleur angle de montée, l'angle du minimum de puissance. Bien que le crochet de centre de gravité soit plus difficile à établir, il est préférable de l'adopter pour un appareil de performance.

M. Hébert, de l'Aéro-Club de l'Orne, a donné, dans M.R.A. 70, une solution réglable, qui convient dans le cas où on ignore la position du centre de gravité. Ce n'est pas notre cas, puisque nous savons, grâce à notre étude préalable, que notre centre de gravité sera sur la résultante, tracée avant la construction. Sa position en hauteur peut être déterminée avec assez de précision avant recouvrement du fuselage.

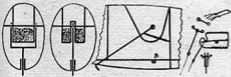


Fig. 149

Comme nous avons prévu également une soude à lest de centre de gravité, cela nous conduira à des solutions dans le genre de celles données figure 149, soit qu'une fourche en corde à piano entoure la soude, soit que la soude soit cloisonnée pour laisser passer le crochet en son milieu. La butée B est nécessaire pour permettre le décrochage de l'anneau en fin de montée. A cet effet, un léger ressort ramène le crochet au contact de la butée, lorsque la traction cesse. On peut aussi employer, à la place du crochet classique, un T en corde à piano, dont la branche verticale vient se placer entre deux guides métalliques, en faisant bécir deux ressorts latéraux. Tant qu'une traction est exercée, le T reste en place et peut pivoter dans son logement; mais une fois le planeur arrivé à son altitude de décrochage, les ressorts expulsent le T, qui tombe avec son câble. Munir les deux extrémités de la branche horizontale du T de boucles ou de petites boules, qui éviteront tout accrochage intempestif.

On peut imaginer d'autres combinaisons de crochets de centre de gravité à décrochage automatique.

Construction des ailes

Le tracé de toutes les nervures sera fait avec la plus grande précision, compte tenu de l'épaisseur du revêtement de bord d'attaque, et, éventuellement, des chapeaux de nervures et du bord de fuite. Il faut s'attacher à respecter le tracé du profil, si l'on veut obtenir les performances attendues.

Les chapeaux de nervures sont constitués par une bande de placage ou contreplacé de 5 à 6 m/m. de largeur, collée sur l'intrados et l'extrados de la nervure. Ceci donne une grande rigidité à la construction et facilite l'entoilage, en permettant un plus grand écartement des nervures (fig. 150).



Fig. 150



Fig. 151

Le longeron sera constitué par deux semelles, placées au centre de poussée du profil et réunies soit par une âme axiale, soit par deux parois en placage ou contreplacé (fig. 151).

Le revêtement de bord d'attaque constitue, avec le longeron, un caisson résistant aux efforts de flexion et de torsion de la voilure. Un faux longeron pourra être prévu entre le longeron et le bord de fuite. Celui-ci sera assez large et caissonné, si possible, pour augmenter la rigidité.

Les logements des tenons d'assemblage des ailes seront réalisés très solidement, car ils encassent des efforts importants, lors des chocs provenant d'atterrissages anormaux.

Les nervures d'encastrement seront en contreplacé de 4 ou 5 m/m. Le revêtement de bord d'attaque sera prolongé jusqu'au bord de fuite de la nervure d'encastrement, pour transmettre les efforts provenant d'un choc de l'aile sur un obstacle, et des barres de triangulation B concourront au même but (fig. 152).

Les tenons de montage des ailes pourront être traités en cal-



Fig. 152



Fig. 153

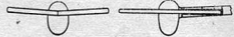


Fig. 154

son. La hauteur de ce caisson dépendra de l'épaisseur du profil. Les deux faces seront en contreplacé de 2 m/m.; le pourtour, en 2 ou 3 m/m., mouillé au préalable, avec nervures intérieures, augmentant la résistance du tout (fig. 153). Pour obtenir le dièdre, on peut soit couder le caisson-tenon en son milieu avant collage sur le fuselage, soit désaxer les logements des tenons dans les ailes (fig. 154).

Construction des empennages

Même principe que pour l'aile, avec revêtement du bord d'attaque en placage mince, mis en place après mouillage et séchage en forme. Consacrer le même soin aux empennages qu'à la voilure. Le montage sur le fuselage étant fixe, un bloc central avec goujons de centrage peut être prévu. Fixation par bride de caoutchouc ou clips en corde à piano fine, permettant le démontage en cas de choc.

En somme, une bonne construction classique convient à ce planeur. Entoilage en papier japon ou en ponçie, si l'on n'en reste un petit coupon.

Centrage

Le centrage sera effectué en atelier, lorsque la peinture et la décoration seront terminées. Le premier vol pourra avoir lieu sans retouche, si l'exécution est parfaite, comme le font de plus en plus les lecteurs de M.R.A., depuis qu'ils ont adopté la méthode rationnelle d'étude publiée ici.

Après quelques plans à la main, pour vérifier le réglage, vous pourrez faire un vol plus long au sandow, s'il vous reste quelques mètres de caoutchouc, pour bien vérifier la tenue de vol, et ce sera alors le premier départ au treuil, et peut-être une belle performance. (Un de nos lecteurs vient de perdre un planeur, après quatre minutes et demie de vol, lors de son premier essai au treuil; c'est magnifique et navrant à la fois.)

Ainsi s'achève ce premier exemple d'appareil réalisé, en utilisant une méthode logique d'étude, qui garantit de bons résultats sans fastidieuse mise au point.

Pour chercher à améliorer encore les performances de nos planeurs, nous pouvons les équiper de gouvernes automatiques très simples.

Il est bon de prévoir des petits Setners en aluminium de 2 ou 3/10^e pour corriger éventuellement les petites déformations de la voilure.

BIBLIOGRAPHIE

| | |
|--|--------------------------------|
| La Résistance de l'Air et l'Aviation | par G. EIFFEL |
| L'Aviation actuelle | par A. TOUSSAINT |
| La Dynamique de l'Avion | par R. DEVILLERS |
| Leçons sur l'Aérodynamique Expérimentale | par A. LAPRESLE |
| Girouette Aérodynamique et Stabilité de forme des Planeurs | par A. LAPRESLE |
| Le Problème de la Stabilité des Avions | par L. BREGUET et R. DEVILLERS |
| Collection de la Revue "Le Modèle Réduit d'Avion", Documents Techniques M.R.A. | |

TABLE DES CHAPITRES

| | | Pages |
|---------------------|--|-------|
| CHAPITRE | I. — Historique | 3 |
| > | II. — Les souffleries | 4 |
| > | III. — Possibilités des souffleries | 6 |
| > | IV. — La mesure de la vitesse | 7 |
| > | V. — Les balances aérodynamiques | 8 |
| > | VI. — Les girouettes aérodynamiques | 10 |
| > | VII. — Appareils pour les essais d'hélices | 12 |
| > | VIII. — Mesures de pression - Sillage - Déflexion - Visualisation | 13 |
| > | IX. — Notations et coefficients | 15 |
| > | X. — Résistance à l'avancement | 17 |
| > | XI. — Résistance à l'avancement des ailes | 18 |
| > | XII. — Tracé de polaires pour différents allon- gements | 19 |
| > | XIII. — Incidences des ailes | 21 |
| > | XIV. — Position de la résultante et Cm | 22 |
| > | XV. — L'aile en présence du fuselage - les inter- actions | 23 |
| > | XVI. — Etude de la stabilité longitudinale | 25 |
| > | XVII. — Stabilité latérale | 30 |
| > | XVIII. — Centrage et stabilité des appareils types « Canard », « Tandem » et « Sans- Queue » | 31 |
| > | XIX. — Comment on doit caler les ailes et les empennages | 33 |
| > | XX. — Les dispositifs hypersustentateurs et les modèles réduits | 36 |
| > | XXI. — L'hélice aérienne | 37 |
| > | XXII. — Les hélices sustentatrices | 39 |
| > | XXIII. — Les résistances passives | 40 |
| > | XXIV. — Influence du nombre de Reynolds | 42 |
| > | XXV. — Etudions ensemble un planeur | 42 |
| BIBLIOGRAPHIE | | 48 |

DANS LA REVUE
"LE MODÈLE RÉDUIT D'AVION"

Vous trouverez, chaque mois,
la rubrique de M.

Marcel CHABONAT
ainsi que de nombreux articles,
plans, résultats des compéti-
tions, compte-rendu des tech-
niques étrangères etc... et un
plan grandeur d'exécution.

L'ABONNEMENT D'UN AN :
FRANCE : 220 fr. — —
— — ÉTRANGER : 280 fr.

Les Documents Techniques M.R.A.

N° 1. Cotes et palaires d'allongement infini des profils : Clark Y, Eiffel 400 et 431, Göttingen 409, 436, et 497 ; graphique donnant la palaire pour un allongement choisi.

N° 2. Cotes et palaires d'allongement infini des profils : Göttingen 527, 533, 546, 549, 573 et 593 ; courbes de portance et graphique des valeurs de l'angle induit.

N° 3. Cotes et palaires d'allongement infini des profils : Naca 23012, Raf 32, VM 12 et 20, 77 A et Göt. 477 ; abaque des charges au dm² et vitesses et abaque donnant l'angle de deflexion.

N° 4. Tracés grandeur d'exécution des profils Göttingen 436 et 497, de 100 à 300 mm. et de 5 en 5 mm.

N° 5. Tracés grandeur d'exécution des profils Göttingen 549 et 546, de 100 à 300 mm. et de 5 en 5 mm.

N° 6. Les résistances passives.

Prix de chaque document : 28 francs ; par poste, 30 francs

Ce sont des 'Publications M.R.A.' 74, Rue Bonaparte, PARIS (6^e)

De même que la REVUE TRIMESTRIELLE

'LE MODÈLE RÉDUIT DE BATEAU'

(Le Numéro : 30 frs)

Dans chacune des deux revues
la liste des **plans M. R. A.**
(Avions - Planeurs - Moto-
modèles - Maquettes Volantes.)
et la liste des **plans M. R. B.**
(Yachts - Cruisers - Navires de
Commerce - Canots Automob-
biles etc...)

guideront votre choix
