



Biblioteka Politechniki Krakowskiej



100000301620





NOUVELLES RECHERCHES  
SUR  
LA RÉSISTANCE DE L'AIR  
ET L'AVIATION

FAITES AU LABORATOIRE D'AUTEUIL

*F. R. 30924.*



*H. 6.*  

---

*25*

## OUVRAGES DU MÊME AUTEUR

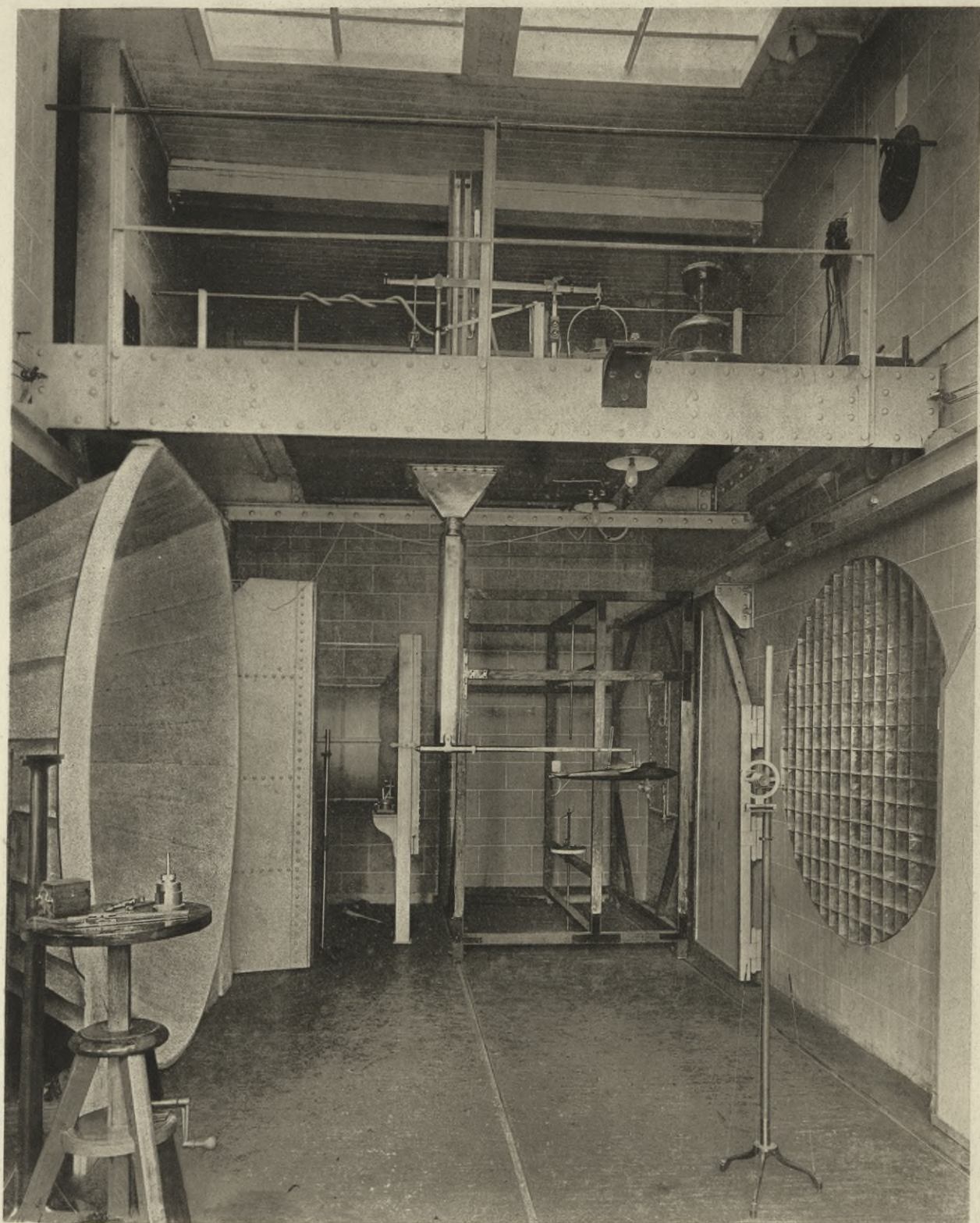
- Notice sur le Pont du Douro à Porto.** Grand in-4°. Paris, Paul Dupont, 1879.
- Notice sur le Viaduc de Garabit (près Saint-Flour).** Grand in-4° et atlas in-folio. Paris, Paul Dupont, 1888.
- Mémoire présenté à l'appui du projet définitif du Viaduc de Garabit.** In-8°. Paris, Baudry, 1889.
- La Tour de trois cents mètres.** In-folio avec atlas. Paris, Lemercier, 1900.
- Travaux scientifiques exécutés à la Tour de trois cents mètres.** In-4°. Paris, Maretheux, 1900.
- La Tour Eiffel en 1900.** In-4°. Paris, Masson et C<sup>ie</sup>, 1902.
- Dix années d'observations météorologiques à Sèvres (S.-et-O.), de 1892 à 1901.** In-4° avec atlas. Paris, Maretheux, 1904.
- Étude comparée des stations météorologiques de Beaulieu-sur-Mer (Alpes-Maritimes), Sèvres (S.-et-O.) et Vacquey (Gironde), pour l'année 1902.** In-4° avec atlas. Paris, Maretheux, 1904.
- Études pratiques de météorologie et observations comparées de Beaulieu, Sèvres et Vacquey pour l'année 1903.** In-4° avec atlas. Paris, Maretheux, 1905.
- Étude comparée des stations météorologiques de Beaulieu, Sèvres et Vacquey pour l'année 1904.** In-4° avec atlas. Paris, Maretheux, 1905.
- Types généraux de comparaisons météorologiques appliqués à l'étude des stations de Beaulieu, Sèvres et Vacquey pour l'année 1905 (1<sup>er</sup> et 2<sup>e</sup> semestres).** Deux volumes in-4°. Paris, Maretheux, 1906.
- Atlas météorologique pour l'année 1906 d'après vingt-deux stations françaises.** In-folio. Paris, Maretheux, 1907.
- Atlas météorologique pour l'année 1907 d'après vingt-quatre stations françaises.** In-4°. Paris, Maretheux, 1908.
- Atlas météorologique pour l'année 1908 d'après vingt-quatre stations françaises.** In-4°. Paris, Maretheux, 1909.
- Atlas météorologique pour l'année 1909 d'après vingt-cinq stations françaises.** In-4°. Paris, Mourlot, 1910.
- Atlas météorologique pour l'année 1910 d'après vingt-cinq stations françaises.** In-4°. Paris, Mourlot, 1911.
- Atlas météorologique pour l'année 1911 d'après vingt-cinq stations françaises.** In-4°. Paris, Mourlot, 1912.
- Atlas météorologique pour l'année 1912 d'après vingt-cinq stations françaises.** In-4°. Paris, Mourlot, 1913.
- Recherches expérimentales sur la résistance de l'air exécutées à la Tour Eiffel.** In-4°. Paris, Maretheux, 1907.
- La Résistance de l'air. Examen des formules et des expériences.** In-8°. Paris, H. Dunod et E. Pinat, 1910.
- La Résistance de l'air et l'aviation. Expériences effectuées au Laboratoire du Champ-de-Mars.** In-4°. Paris, H. Dunod et E. Pinat, 1910.
- La Résistance de l'air et l'aviation. Expériences effectuées au Laboratoire du Champ-de-Mars. Deuxième édition, revue et augmentée.** In-4°. Paris, H. Dunod et E. Pinat, 1911.

## OPUSCULES

- Notice sur les différents types des ponts portatifs, système Eiffel.* Paris, 1885.
- Analyse de l'ouvrage « Etudes pratiques de Météorologie »* (Société météorologique, 1905).
- Mesures thermométriques en Météorologie* (Société météorologique, 1906).
- Les observations courantes en Météorologie* (Société astronomique, 1905).
- Les observations météorologiques du Weather Bureau de Washington* (Société astronomique, 1906).
- Étude climatologique de Beaulieu-sur-Mer pendant la période du 1<sup>er</sup> Décembre au 1<sup>er</sup> Mai, de 1902 à 1907.* Paris, Maretheux, 1907.







Héliog. Dujardin

*Chambre d'expériences  
du Laboratoire Aérodynamique de M. G. Eiffel  
à Auteuil.*



NOUVELLES RECHERCHES  
SUR LA  
RÉSISTANCE DE L'AIR  
ET L'AVIATION

FAITES AU LABORATOIRE D'AUTEUIL

PAR

G. EIFFEL

ANCIEN PRÉSIDENT DE LA SOCIÉTÉ DES INGÉNIEURS CIVILS DE FRANCE

---

TEXTE



PARIS

H. DUNOD ET E. PINAT, ÉDITEURS

47 ET 49, QUAI DES GRANDS-AUGUSTINS

1914

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



III 16631

Akc. Nr. 3184/50

## AVANT-PROPOS

---

Le laboratoire que j'avais installé au Champ-de-Mars, pour continuer, avec l'emploi d'un ventilateur, les expériences sur la résistance de l'air commencées avec mon appareil de chute à la Tour Eiffel, m'a permis de vérifier que, par l'essai de petits modèles, placés dans un courant d'air bien régulier, on peut prévoir ce qui se passe sur un appareil en grandeur, en mouvement dans l'air calme. Les résultats obtenus ont été d'autant plus appréciés, qu'ils étaient publiés au moment où la science de l'Aviation avait le plus grand besoin de données expérimentales. On me permettra de rappeler que ces résultats, qui résument quatre à cinq mille expériences, et qui s'appliquent à de nombreux sujets méthodiquement étudiés, se sont beaucoup répandus en France et à l'Étranger, et, qu'enseignés dans un grand nombre de cours, ils sont à peu près devenus classiques. Ils sont présentés dans mon livre *La Résistance de l'air et l'Aviation*, dont ont paru une traduction allemande, chez Carl Schmidt à Berlin, et une traduction anglaise, chez MM. Constable et C<sup>o</sup> de Londres et à la *Houghton Mifflin Company*, de Boston et New-York.

L'Académie des Sciences a attribué à cet ouvrage le Prix Fourneyron et la *Société des Ingénieurs civils de France*, la médaille d'or du prix triennal François Coignet. La *Smithsonian Institution de Washington* a décerné à son auteur la Médaille d'or Langley, qui n'avait été précédemment donnée qu'à MM. Wilbur et Orville Wright.

Obligé d'abandonner le terrain que j'occupais au Champ-de-Mars, j'en profitai pour faire une installation nouvelle à Auteuil (1), mais avec

(1) Rue Boileau, 67, Paris.

plus d'ampleur. En effet, j'obtenais bien déjà un courant d'air possédant une vitesse de 18 mètres par seconde, qui est supérieure aux vitesses actuellement réalisées dans les appareils à tunnels, parmi lesquels on peut citer le National Physical Laboratory (9 à 10 *m/sec*), le laboratoire de Göttingen (10 *m/s*), et celui de Koutchino (6 *m/s*); mais toutefois cette vitesse de 18 *m/s* m'a paru encore insuffisante, puisqu'elle équivaut à des déplacements de 65 *km* à l'heure, tandis que les avions font des vols qui atteignent en moyenne 90 *km/h*, avec des maxima dépassant 150 *km/h*. D'autre part, dans certains cas particuliers, la loi du carré de la vitesse m'avait semblé inapplicable, de sorte qu'il me paraissait qu'on ne pouvait pas toujours étendre aux vitesses réalisées en vol les conclusions d'un essai à faible vitesse.

Enfin, on sait qu'il est essentiel, avec le procédé du ventilateur, de n'essayer que des modèles présentant une faible section par rapport à celle du courant d'air dans lequel ils sont plongés, sinon tous les résultats sont faussés. Il y a donc grand intérêt, si on ne veut pas être conduit à des modèles trop petits, à avoir un diamètre d'écoulement aussi grand que possible. Ce diamètre, au Champ-de-Mars, était de 1,50 *m* : il était désirable de le porter à 2 *m*, en doublant à peu près la surface. C'est sur ces données qu'est établie ma nouvelle installation qui fonctionne depuis janvier 1912 et qui est la plus puissante de celles réalisées jusqu'à ce jour.

L'emploi d'une chambre d'expérience telle que je l'ai disposée entre le collecteur et le diffuseur entraîne, il est vrai, une certaine perte de vitesse par rapport à ce que l'on obtiendrait en reliant directement le collecteur et le diffuseur par un tube cylindrique de même diamètre, où seraient exposés les modèles en essai. Mais, avec mon dispositif, les expériences sont incomparablement plus commodes et plus rapides que celles faites dans l'intérieur d'un tube, où le modèle en essai n'est pas directement accessible; c'est cette considération primordiale qui m'a fait choisir la solution que j'ai adoptée.

Les travaux qui ont été effectués dans mon laboratoire pendant ces deux dernières années forment l'objet du présent ouvrage. Ces expériences comportent des recherches méthodiques d'un caractère général et des essais pratiques de modèles fournis par des constructeurs qui venaient y puiser des renseignements numériques ou par des inventeurs qui y cherchaient une vérification de leurs conceptions. C'est pour cela que je

puis présenter des études faites sur un grand nombre d'aéroplanes dont les uns sont consacrés par le succès et dont les autres, encore en projet, mais bien étudiés, sont d'un grand intérêt pour les progrès de l'aviation.

Ce sont principalement ces progrès que j'ai eus en vue en fondant ce laboratoire où les essais sont absolument gratuits, mais où, par contre, tous les résultats sont, dans l'intérêt général, portés à la connaissance de tous, soit par des comptes rendus, tels que ceux formant l'objet de l'ouvrage actuel, soit par des communications aux Sociétés scientifiques, indépendamment des publications que les constructeurs ou inventeurs peuvent, bien entendu, faire de leur côté, à un moment quelconque.

Pour les aéroplanes, mes recherches ont porté en grande partie sur leur équilibre et leur stabilité longitudinale; leur fonctionnement en vol horizontal est étudié à l'aide d'une nouvelle méthode graphique de représentation des résultats d'essais des modèles, les *polaires logarithmiques*. J'estime cette méthode très commode et appelée à rendre d'utiles services dans l'étude des aéroplanes.

J'ai également examiné l'influence mutuelle des surfaces en tandem ou disposées en biplan et développé les recherches expérimentales sur les ailes et sur les modèles de dirigeables. J'ai de plus expérimenté des modèles de hangars de dirigeables, et tiré des essais quelques données pour leur construction.

Enfin, j'ai étudié un certain nombre d'hélices dont je représente les résultats d'essai par des *diagrammes logarithmiques*, méthode nouvelle très commode dans les applications pour l'étude des groupes motopropulseurs, ainsi que pour le choix et la détermination des dimensions et des caractéristiques de fonctionnement d'une hélice.

Toutes ces expériences ont été faites, comme les précédentes, avec le concours dévoué de mes collaborateurs habituels, M. Rith, ingénieur des Arts et Manufactures, et M. Lapresle, ancien élève de l'Ecole Supérieure d'Electricité.

Je me félicite d'avoir, encore une fois, l'occasion de les en remercier aujourd'hui.

G. EIFFEL.

---

## RAPPEL DES NOTATIONS EMPLOYÉES

---

*Généralités.* — On sait que la formule la plus répandue pour exprimer la résistance de l'air est :

$$R = z \frac{\delta}{g} SV^2$$

dans laquelle

$\delta$  = poids de l'unité de volume d'air;

$g$  = accélération de la pesanteur; par suite  $\frac{\delta}{g}$  représente la masse de l'unité de volume d'air;

$V$  = vitesse du courant d'air;

$S$  = surface exposée au vent (1).

Dans cette formule,  $z$  représente un coefficient numérique qui est un nombre abstrait ne dépendant que de la forme du corps et de son orientation. Il est même indépendant du choix des unités, telles que unités françaises ou anglaises. L'expérience a montré que, pour un même corps, il était pratiquement le même dans l'air et dans l'eau; il paraît donc indépendant de la nature du fluide.

Malgré les grands avantages que présente ainsi cette formule, on préfère généralement en France, et c'est ce que nous avons fait nous-mêmes, poser :

$$z \frac{\delta}{g} = K$$

et écrire la formule :

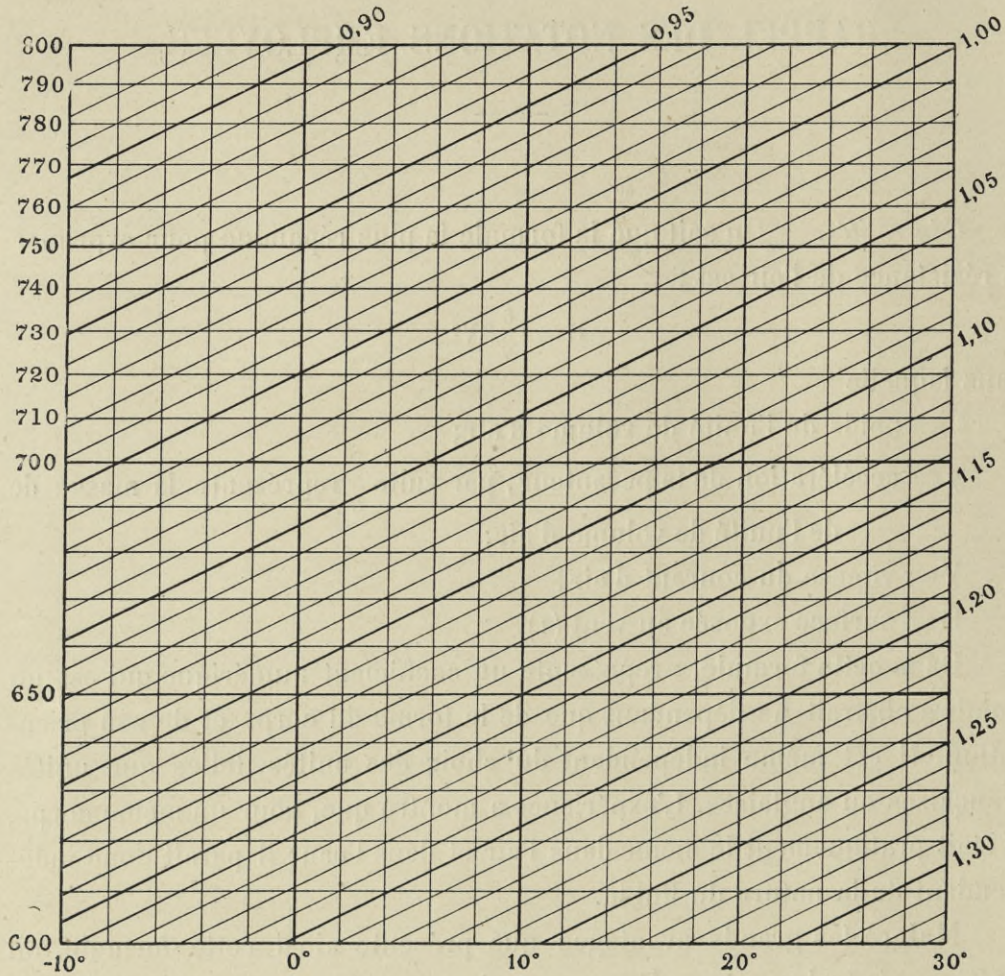
$$R = KSV^2$$

qui a une signification physique plus immédiate. En effet, en adoptant comme unités de mesures le mètre pour les longueurs, le kilogramme

(1) Nous prenons pour  $S$  la surface réelle dans le cas des ailes d'aéroplanes et, dans celui des corps ronds ou fuselés, des fils, etc., la projection de la surface sur un plan perpendiculaire au courant ou, suivant les cas, la surface du maître couple.

## RAPPEL DES NOTATIONS EMPLOYÉES

pour les forces et la seconde pour les temps, la résistance unitaire  $K$  est la résistance en kilogrammes qu'éprouve par mètre carré de surface un corps solide se déplaçant à la vitesse de  $1 \text{ m/sec}$ . Pour une valeur de



Abaque donnant les rapports  $\frac{K}{K_{t,n}} = \frac{\delta}{\delta_{t,n}}$  en fonction de la température  
et de la pression barométrique.

$K = 0,08$ , la résistance  $R$  sera de  $0,080 \text{ kg}$  par  $\text{m}^2$  pour  $1 \text{ m/sec}$  de vitesse.

Mais le coefficient  $K = z \frac{\delta}{y}$  dépend de  $\delta$ , c'est-à-dire des conditions actuelles de température et de pression. Pour rendre nos expériences comparables les unes aux autres, nous ramenons toujours  $K$  à ce qu'il serait à  $15^\circ$  et  $760 \text{ mm}$ , valeurs moyennes de température et de

pression. A ces valeurs, correspond  $\delta = 1,225 \text{ kg}$ . On peut alors poser :

$$K = z \frac{1,225}{g} = 0,125z = \frac{1}{8}z$$

$$z = 8K.$$

La simplicité du facteur numérique permet de passer très facilement de  $z$  au coefficient  $K$  que nous venons de définir, ou inversement.

Entre le coefficient  $K$  et le coefficient  $K_{t,H}$  relatif à d'autres conditions de température  $t$  et de pression atmosphérique  $H$ , on a :

$$\frac{K}{K_{t,H}} = \frac{\delta}{\delta_{t,H}} = \frac{273 + t}{273 + 15^\circ} \times \frac{760}{H}.$$

Nous donnons dans la figure ci-contre un abaque permettant de passer de  $K$  à  $K_{t,H}$ , ou de  $\delta$  à  $\delta_{t,H}$ , en évitant les calculs de cette formule.

*Exemple.* — Pour  $10^\circ$  et  $710^{\text{mm}}$ , le coefficient de transformation est  $1,05$ .

Si l'on voulait exprimer  $V$  en  $km$  à l'heure, il faudrait multiplier nos coefficients  $K$  par  $\left(\frac{1000}{3600}\right)^2 = 0,077$ , et pour  $K = 0,08$ , par exemple, la formule deviendrait :

$$R = 0,0062SV^2.$$

Ces généralités étant rappelées, nous allons résumer succinctement la signification des coefficients que nous employons pour représenter nos résultats.

*Ailes d'aéroplanes.* — Les valeurs de  $K$  sur une aile inclinée d'un angle  $i$  sur le vent sont données expérimentalement par celles de ses deux composantes horizontale et verticale,  $K_x$  et  $K_y$  :

$$K_x = \frac{\text{Composante horizontale de } R_{ky}}{SV^2}$$

$$K_y = \frac{\text{Composante verticale de } R_{ky}}{SV^2}$$

$$K_i = \sqrt{K_x^2 + K_y^2}.$$

Nous représentons le plus souvent  $K_y$  en fonction de  $K_x$ ; les courbes ainsi tracées sont appelées par nous *polaires* et elles servent principalement à la comparaison des ailes entre elles.

La valeur  $K_y$  qui est la sustentation unitaire est souvent appelée *por-*



*tance* et par analogie,  $K_x$ , résistance unitaire à l'avancement, est appelée *trainance*, les mots *poussée* et *trainée* désignant les efforts totaux correspondants.

*Modèles d'aéroplanes.* — Pour les essais de modèles d'appareils, il serait incommode et inutile de rapporter l'effort total à la surface de ces modèles.

Nous considérons alors les composantes  $R_x$  et  $R_y$  définies par :

$$R_x = \text{Composante horizontale de } R \times \left(\frac{10}{V}\right)^2$$

$$R_y = \text{Composante verticale de } R \times \left(\frac{10}{V}\right)^2$$

$R_x$  et  $R_y$  sont donc les composantes horizontale et verticale de l'effort  $R$  sur le modèle ramené par la *formule du carré de la vitesse*, à ce qu'il serait à la vitesse de 10 *m/sec*. On a en désignant par  $R_i$  l'effort  $R$  ramené à 10 *m* :

$$R_i = \sqrt{R_x^2 + R_y^2}.$$

*Aéroplanes en grandeur.* — Nous désignons par efforts unitaires pour les appareils en grandeur, les composantes  $R_x$  et  $R_y$ , horizontale et verticale, de l'effort que subirait l'aéroplane à la vitesse de 1 *m/sec*.

Si  $\lambda$  est l'échelle de construction de l'appareil par rapport à son modèle, les coefficients  $R_x$  et  $R_y$  sont, d'après la loi de proportionnalité à la surface et au carré de la vitesse, reliés aux coefficients  $R_x$  et  $R_y$  que nous venons de définir pour le modèle, par les relations :

$$R_x = \lambda^2 \frac{R_x}{100}$$

$$R_y = \lambda^2 \frac{R_y}{100}.$$

Nous désignons toujours par  $Q$  le poids d'un appareil et par  $P$  la puissance utile en chevaux.

*Distribution des pressions.* — Pour la mesure et la représentation des pressions locales en différents points d'un modèle, il est commode d'évaluer ces pressions en *mm* d'eau. Une pression moyenne de  $h_{mm}$  d'eau équivaut à un effort de  $h_{kg}$  par mètre carré.

*Hélices.* — Voir page 303.

---

NOUVELLES RECHERCHES  
SUR  
LA RÉSISTANCE DE L'AIR  
ET L'AVIATION

FAITES AU LABORATOIRE D'AUTEUIL

---

CHAPITRE I

INSTALLATION DU NOUVEAU LABORATOIRE D'AUTEUIL

---

I. — PRINCIPE DE L'INSTALLATION

Notre nouvelle installation d'Auteuil devait être établie sur les mêmes principes que celle du Champ-de-Mars, où leur application nous avait rendu les plus grands services. Ils peuvent être résumés ainsi.

Un ventilateur puissant aspire l'air contenu dans le hangar et le force à passer dans un collecteur tronconique courbe, où sa vitesse augmente, en même temps que sa pression diminue, suivant le principe de Bernoulli (1); il pénètre dans une chambre close, sous forme d'un cylindre naissant à la buse du collecteur et se rendant directement à la buse

(1) Dans un fluide parfait en mouvement horizontal permanent, la somme de la force vive (énergie cinétique) et de la pression (énergie potentielle) est constante, pourvu que la variation de pression soit faible. L'accroissement de la force vive est donc égal à la diminution correspondante de la pression, ce que l'on écrit le plus souvent :

$$p + \delta \frac{V^2}{2g} = C^{te},$$

$p$  étant pour un point du circuit la différence de pression de l'air avec la pression atmosphérique,  $V$  la vitesse,  $\delta$  le poids spécifique de l'air (1,225 à 15° et 760 mm).

opposée qui aboutit au ventilateur. Ce courant traverse la chambre où règne sa pression statique, et l'on peut y faire librement les expériences dans les conditions les plus commodes, puisqu'on a toujours accès au modèle, soit qu'il soit suspendu à un appareil de mesure, soit qu'il s'agisse d'examiner le mouvement des filets d'air qui l'entourent. Le courant se rend directement, en passant par la buse de sortie, qui a le même diamètre que celle d'entrée, au ventilateur, d'où il est renvoyé dans le hangar pour retourner au collecteur.

On voit que cette disposition des essais opérés dans une grande chambre d'expérience sur des corps directement accessibles à l'observateur, placés dans un courant d'air cylindrique maintenu par la pression statique ambiante et traversant de part en part la chambre d'expérience, n'a aucun rapport avec la méthode dite du tunnel, où l'air est enfermé dans un tuyau ; c'est ainsi qu'elle est pratiquée à Koutchino, par M. Riabouchinsky, à Göttingen, par M. Prandtl, à Rome, par la *Brigata Specialisti*, au Physical Laboratory, par M. Stanton. Le principe de mon installation est donc tout à fait spécial ; beaucoup de personnes, tenant compte de l'originalité du système que j'emploie, la désignent sous le nom de *Chambre Eiffel*, appellation beaucoup plus exacte que celle de *Tunnel Eiffel*, qui a été employée quelquefois et qui est tout à fait impropre.

Mais, ainsi que je le disais dans l'avant-propos, je désirais obtenir une augmentation dans la vitesse du courant d'air, et la porter de 18  $m/s$  à 30  $m/s$  au moins, tout en ayant un diamètre du buse de 2  $m$  au lieu de 1,50  $m$ . Il devenait alors nécessaire, si l'on conservait le même dispositif en l'agrandissant, de donner au ventilateur une puissance beaucoup plus forte. Remarquons, en effet, que faire passer dans une section  $S$  de l'air à une vitesse  $V$ , c'est imprimer, par seconde, une vitesse  $V$  à un volume d'air  $SV$ , c'est-à-dire lui communiquer une puissance vive représentée par  $\frac{1}{2} \frac{\delta}{g} SV.V^2$ ,  $\delta$  étant le poids spécifique de l'air. On peut donc dire que la puissance utile d'une installation de cette nature est mesurée par le produit  $\frac{\delta}{2g} SV^3$ , c'est-à-dire est proportionnelle à  $SV^3$ .

Au Champ-de-Mars, où le diamètre était de 1,50  $m$ , la surface  $S$  de 1,77  $m^2$  et la vitesse  $V$  de 18  $m/s$ , ce produit était 10.320.

Si l'on se propose de réaliser la vitesse de 30  $m/s$  avec le diamètre

de 2 m, le produit  $SV^3$  correspondant sera 84.800, qui est avec le premier dans le rapport de 8,2 à 1, c'est-à-dire que la puissance nécessaire serait huit fois plus grande qu'au Champ-de-Mars, en employant la même installation.

Or, au Champ-de-Mars, des mesures électriques directes, faites sur le moteur, ont donné, pour la vitesse de 18 m/s, 32 ch sur l'arbre du ventilateur.

Avec un ventilateur de même rendement, le chiffre à prévoir pour la puissance sur l'arbre du moteur était de  $32 \times 8,2 = 260$  ch. Cette grande puissance constituait une quasi impossibilité, en raison des dépenses de premier établissement et de fonctionnement que cette installation aurait entraînées.

L'emploi d'un long ajutage divergent, intercalé entre la chambre d'expérience et le ventilateur, et le choix même d'un ventilateur hélicoïdal présentant un meilleur rendement que notre ancien ventilateur à force centrifuge, résolurent cette difficulté, en nous ramenant à des valeurs plus pratiques.

En effet, en interposant entre le ventilateur aspirant et la chambre d'expérience une conduite divergente, recevant le courant d'air cylindrique qui traverse celle-ci pour l'amener au ventilateur, il se produira un effet inverse de ce qui a lieu dans l'ajutage du collecteur. Au fur et à mesure que le diamètre de cet ajutage augmentera, la vitesse du courant d'air diminuera progressivement, en récupérant une partie de sa pression primitive. Cela diminuera d'autant le travail du ventilateur pour ramener l'air à la pression atmosphérique. Cette récupération dans l'ajutage postérieur, que nous nommons le *diffuseur*, ne pourra d'ailleurs se faire dans de bonnes conditions que si le courant d'air remplit complètement l'ajutage, ce qui exige que les arêtes de ce diffuseur aient une pente suffisamment faible et que son diamètre extrême soit le même que celui du ventilateur.

Pour déterminer la forme de ce diffuseur, et pour éviter des mécomptes qui auraient pu avoir de graves conséquences, soit comme dépenses, soit comme retards, nous jugeâmes prudent, avant de procéder à l'exécution, d'étudier, suivant nos habitudes, cette installation d'après un modèle réduit. MM. Leflaive et C<sup>ie</sup>, constructeurs à Saint-Etienne, auxquels nous nous étions adressés pour la fourniture de notre grand

ventilateur, et dont nous avons accepté le type de 3,80 m de diamètre, construisaient un type semblable, de 0,55 m de diamètre seulement, qui était avec le premier dans le rapport de 1 à 6,9. C'est ce rapport que nous prîmes comme échelle du modèle. Le diamètre de 2 m de la buse du collecteur est représenté par 0,290 m, qui est aussi le petit diamètre du diffuseur. Le grand diamètre est de 0,55 m. Pour que la masse d'air ne se sépare pas de la paroi, il faut que cette paroi n'ait pas une trop grande inclinaison. La longueur maximum dont nous pouvions disposer, d'après les dimensions du terrain, étant de 9 m, les modèles de buses devaient avoir  $\frac{9}{6,9} = 1,30$  m de longueur. Telles étaient les dimensions générales du modèle qui est représenté dans la figure 1.

Le ventilateur était actionné par un moteur électrique alimenté par le courant de la Tour Eiffel, où se faisaient les expériences. La puissance fournie au moteur était connue par des mesures électriques; un tachymètre donnait le nombre de tours. Le moteur électrique étant préalablement taré, on déterminait, pour chaque nombre de tours, la puissance absorbée par le ventilateur.

Sans entrer dans le détail des expériences, nous dirons que les vitesses du courant d'air dans la caisse centrale, mesurées avec un double tube de Pitot, étaient sensiblement proportionnelles au nombre de tours, et que, pour les plus grandes vitesses mesurées, les chiffres étaient les suivants :

NOMBRE de tours/minute	VITESSE d'entrée de l'air dans la chambre	PUISSANCE sur l'arbre du moteur en chevaux
1.170. . . . .	21,20	0,57
1.340. . . . .	24,35	0,80
1.580. . . . .	28,85	1,30

Or, pour une même vitesse d'entrée de l'air dans la chambre, les puissances utiles fournies par le grand ventilateur et le petit sont entre elles comme les carrés des diamètres d'entrée, soit  $\frac{2^2}{0,29^2} = 47,5$ .

En admettant le même rendement pour les deux ventilateurs (ce rendement était fixé par le constructeur à 50 p. 100), la puissance absorbée par le grand ventilateur sera, pour une vitesse d'air de 28,85 m/s par exemple :  $47,5 \times 1,30 = 62$  chevaux.

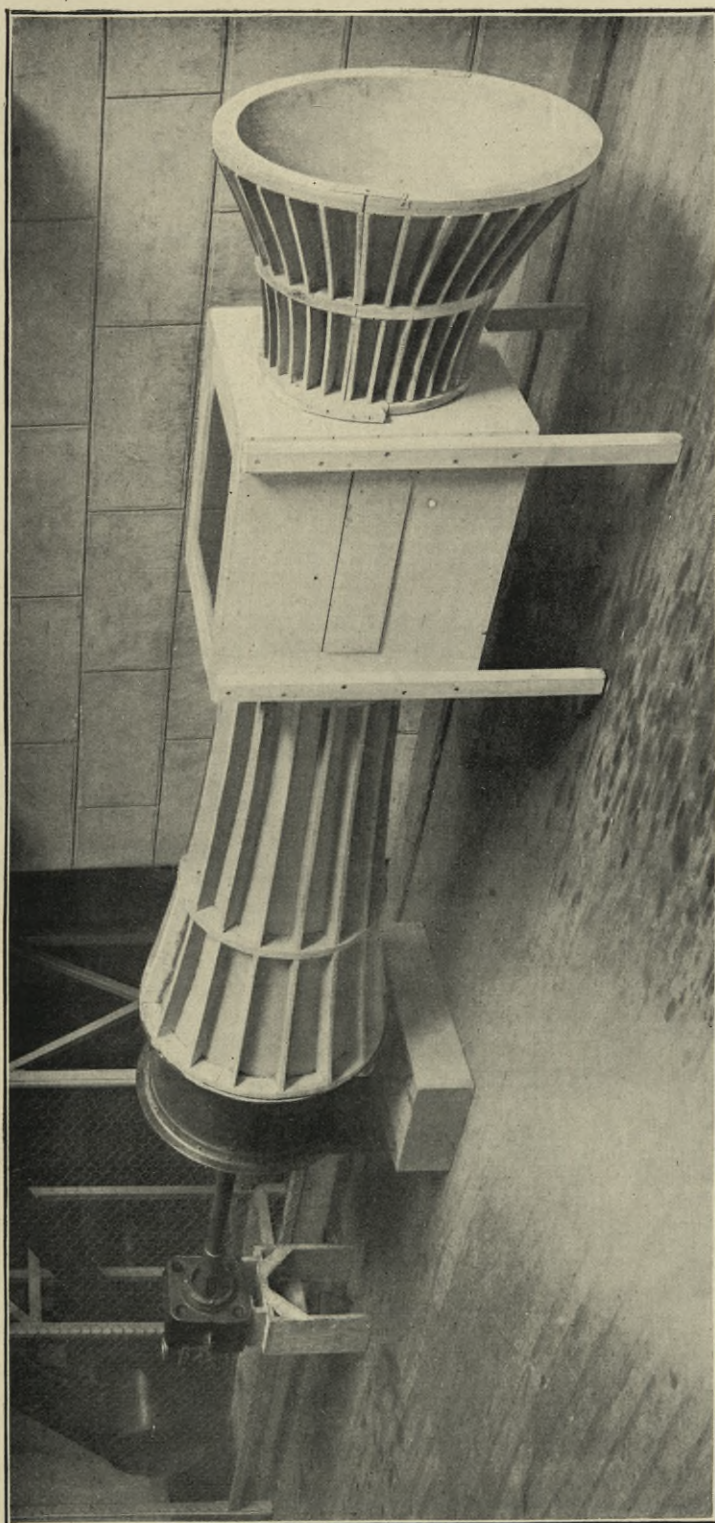


FIG. 1. — *Modèle de l'installation.*

Comme le rendement du grand ventilateur est en réalité un peu meilleur que celui du petit, on peut compter sur un maximum de 60 *ch*.

Pour une même vitesse du courant d'air, les vitesses périphériques des deux ventilateurs sont les mêmes. En particulier, lorsque le petit ventilateur tourne à 1.580 *t/m* ( $V = 28,85$ ), le grand ventilateur tournera à  $1.580 \times \frac{0,55}{3,80} = 230$  tours environ, ce qui permet d'accoupler convenablement le ventilateur à son moteur électrique.

On a ainsi toutes les données nécessaires à l'installation, pour laquelle nous avons pu marcher à coup sûr, sans éprouver aucun mécompte. Nous avons eu même des résultats un peu supérieurs à ceux que nous attendions.

Avec le nouveau ventilateur hélicoïdal, nous avons en effet réalisé une vitesse de 31,8 *m/s*, en fournissant au ventilateur une puissance de 61,5 *ch*.

On peut déduire de ces chiffres l'économie que réalise le diffuseur. La puissance vive représentant l'effet utile est :

$$\frac{\delta}{2g}SV^3 = \frac{1}{16} \times 3,14 \times 31,8^3 = 6.330 \text{ kg-sec} = 84,5 \text{ chevaux.}$$

En admettant pour le ventilateur le rendement, garanti par le constructeur, de 50 p. 100, la puissance à fournir au ventilateur aurait dû être  $\frac{84,5}{0,50} = 169$  chevaux. Comme on en a fourni seulement 61,5, on ne dépense que les  $\frac{61,5}{169}$ , soit le tiers environ, de la puissance que l'on pouvait légitimement prévoir. Le diffuseur économise donc en somme les 2/3 de cette puissance. L'avantage de ce système de récupération par un ajutage divergent est manifeste, et c'est ce qui nous a permis de réaliser l'importante installation actuelle.

L'application, au ventilateur du Champ-de-Mars, des résultats donnés par le modèle de l'installation, a montré qu'on pouvait l'utiliser avantageusement pour avoir de grandes vitesses. Nous avons donc constitué un deuxième dispositif, juxtaposé au premier, dans lequel le ventilateur *Sirocco*, entraîné par un second moteur de 60 *ch*, aspire l'air à une vitesse de 40 *m*, à travers une section de 1 *m* de diamètre.

## II. — EXÉCUTION DU LABORATOIRE

## § 1. — Bâtiments.

L'emplacement adopté a été un terrain, situé à l'angle de la rue Boileau et de la rue de Musset, à Auteuil, dans le voisinage du Viaduc du Point-du-Jour. Ce terrain a environ 30 *m* de longueur, sur 20 *m* de largeur moyenne (1).

Les figures 2 et 3 donnent le plan général du laboratoire. Il comporte une halle, avec charpente en fer et couverture en tuile, de 30 *m* de longueur sur 13 *m* de largeur et 10 *m* de hauteur, adossée aux murs mitoyens : en avant, et du côté de la rue, un bâtiment en bordure, comprenant au rez-de-chaussée, un vestibule d'entrée, un logement pour le gardien, et, à l'étage, le bureau de M. Eiffel, celui des ingénieurs et une terrasse servant aux reproductions héliographiques. Au niveau de cet étage est la chambre d'expériences, traversant la plus grande partie de la halle et ayant une longueur totale de 10 *m*, sur une largeur de 4 *m*. Cette chambre, qui doit rester parfaitement étanche, et résister, quand elle est traversée par des vents de 40 *m/s*, à des surpressions extérieures de 100 *mm* d'eau ou 100 *kg* par *m*<sup>2</sup>, nécessite une construction particulière. Elle est constituée par une ossature de poutres de fort échantillon (25 × 25), solidement reliées l'une à l'autre de manière à constituer un tout indéformable. Les planchers haut et bas de cette chambre sont formés par des fers à larges ailes hourdés en briques ; les parois sont en briques de 22 *cm* d'épaisseur. Les fenêtres et les châssis vitrés sont établis pour résister à la pression extérieure et sont munis de glaces. La porte d'entrée donne dans une antichambre formant sas à air. Enfin les montants des parois sont complètement dégagés entre le sol et le plancher de la chambre d'expérience, de manière à faciliter le retour de l'air au

(1) Il aurait été préférable qu'il eût des dimensions plus grandes, soit 40 *m* × 30 *m*, ce qui eût permis d'une part d'allonger le diffuseur et d'autre part de faciliter le retour de l'air du ventilateur au collecteur. Mais l'emplacement ne s'y prêtait pas.



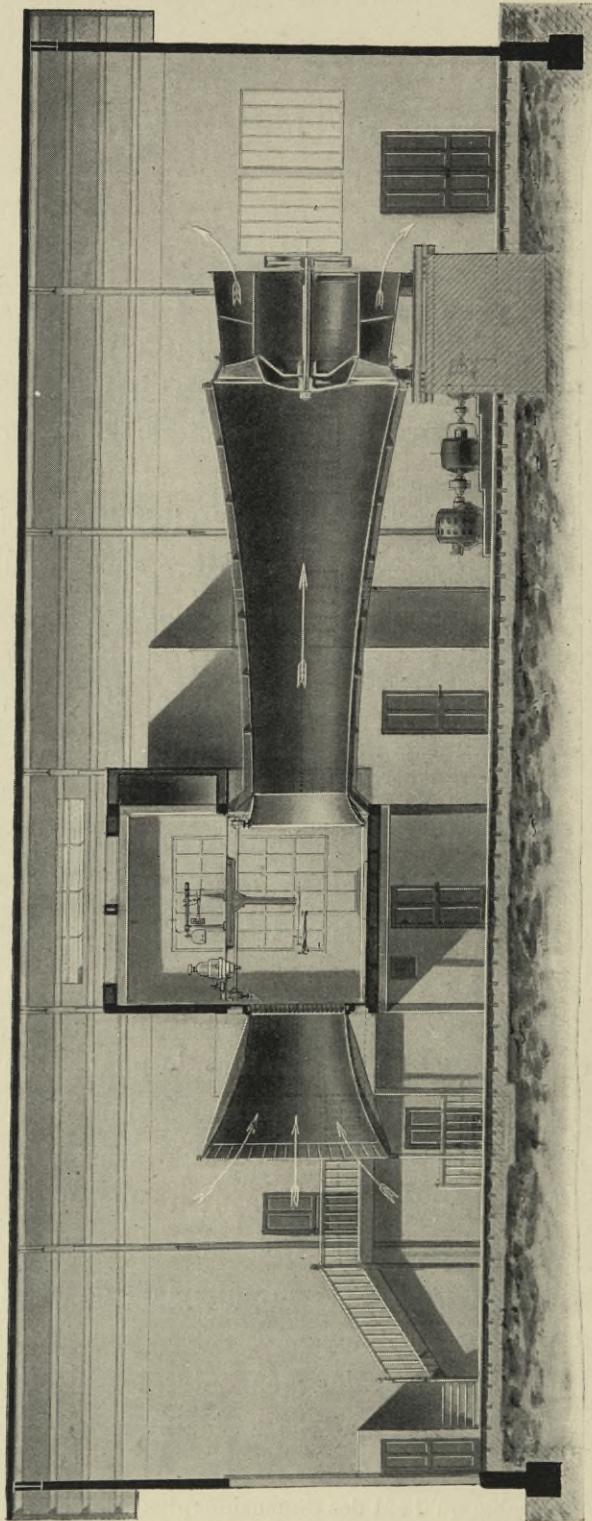


FIG. 2. — Coupe du laboratoire par l'axe de la grande buse.

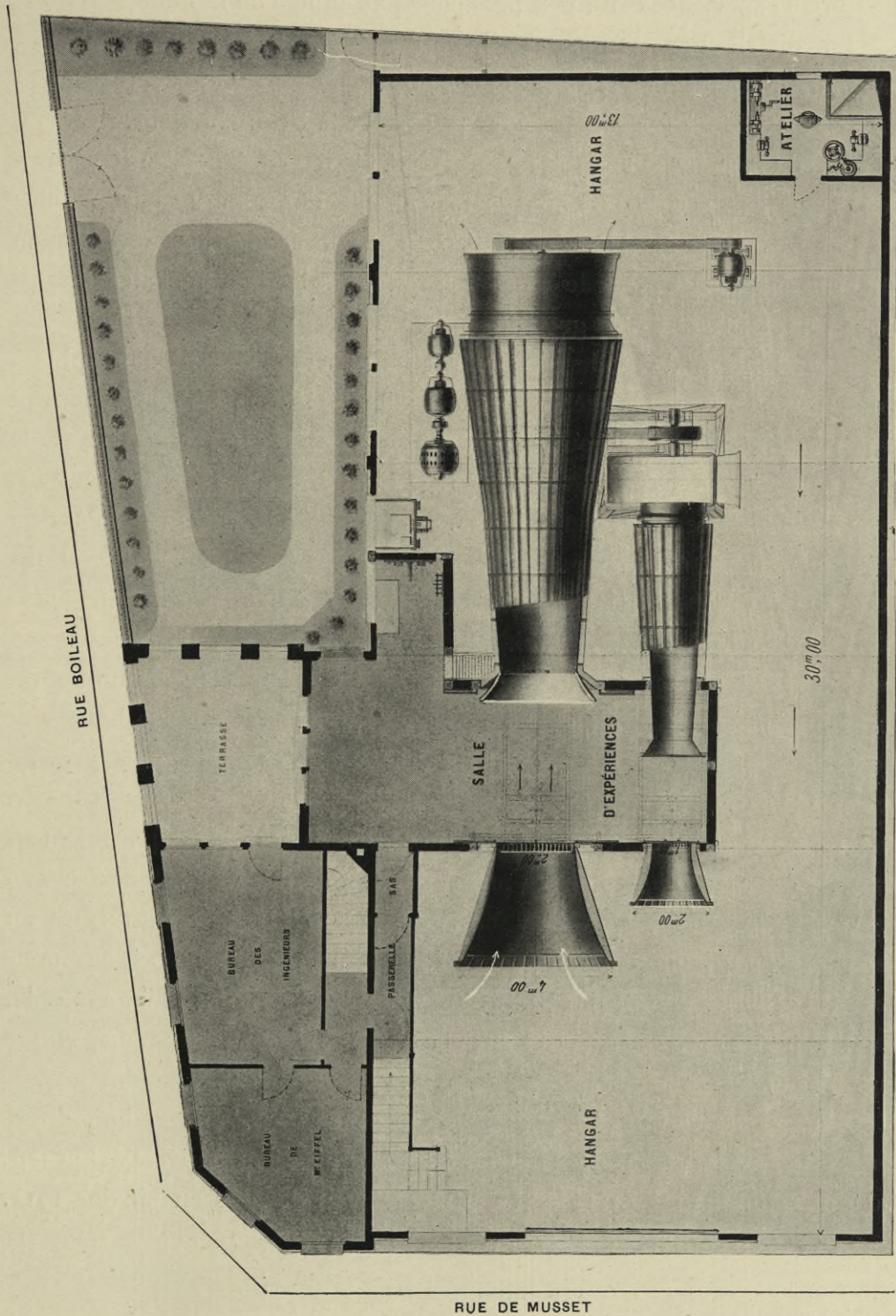


Fig. 3. — Plan général du laboratoire.

collecteur. Il en est de même à la partie supérieure, de telle sorte que la chambre d'expérience est à peu près isolée au milieu de la halle.

La distribution du rez-de-chaussée est complétée par un petit magasin, formant laboratoire de photographie, par un emplacement réservé au calorifère à eau chaude, par un réduit contenant l'arrivée du courant du secteur, et enfin par un petit atelier vitré pour un mécanicien. Dans l'espace laissé libre par les constructions, est un jardinet clos par une grille sur la rue. L'entrée a lieu par la rue Boileau. Le pignon situé rue de Musset possède une très grande porte, avec portail glissant, permettant le passage des gros colis.

Pour le choix du mode de construction, nous avons d'autant plus à nous préoccuper de la gêne que le bruit de nos ventilateurs pouvait causer aux voisins, que nous étions mitoyens avec une des Écoles de la Ville de Paris. Aussi avons-nous dû prendre beaucoup de précautions pour l'établissement des ventilateurs. Le plus grand a été installé sur un très gros massif en maçonnerie de ciment, dans lequel les vibrations s'amortissent d'autant mieux que la liaison entre le ventilateur et le massif se fait par l'intermédiaire de rondelles épaisses de caoutchouc. Le petit ventilateur, placé beaucoup plus haut, est supporté par un beffroi en bois reposant sur un massif de maçonnerie. Les murs de la halle sont isolés des murs mitoyens et sont en outre hourdés en briques creuses de 0,22 m, pour ne pas transmettre le son ; enfin la couverture en tuiles est complètement hourdée et toutes les parois sont parfaitement étanches. — Grâce à toutes ces précautions, nos deux ventilateurs, quand les portes et les fenêtres sont fermées, ne produisent aucun bruit au dehors et n'ont jamais été une cause de gêne pour les voisins. L'ensemble de cette construction, qui, quoique très simple, est d'un aspect agréable, nous a paru, après usage, ne rien laisser à désirer comme disposition (fig. 4 et 5).

J'en ai établi tous les plans avec le concours de M. Milon, directeur de l'exploitation de la Tour Eiffel, qui en a suivi l'exécution. Commencés en août 1911, les travaux ont été terminés en janvier 1912.



FIG. 4. — *Vue extérieure sur la rue Boileau.*

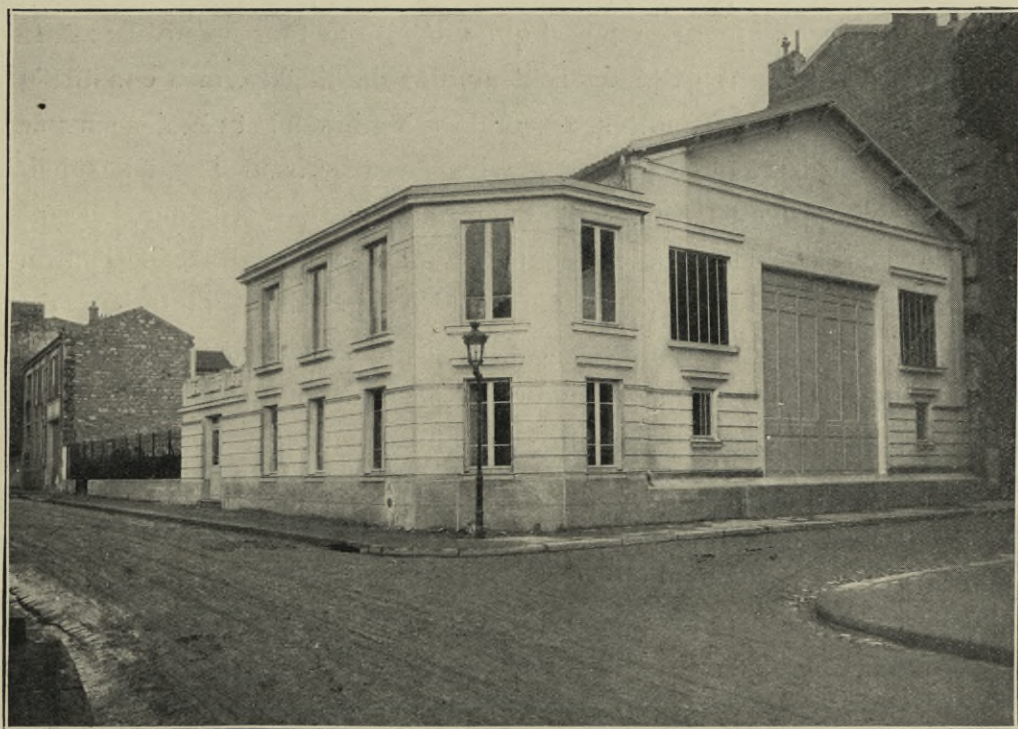


FIG. 5. — *Vue extérieure sur la rue de Musset.*

## § 2. — Circuit de l'air.

Le courant d'air se produit dans un système comprenant : un *collecteur*, qui recueille l'air dans la halle, pour l'amener dans la *chambre d'expériences*; un *diffuseur*, partant de la chambre et aboutissant au ventilateur; enfin, le *ventilateur*, qui renvoie l'air dans la halle d'où il fait retour au collecteur. (Voir fig. 2 et 3, et Pl. I)

1° *Collecteurs*. — Le collecteur de la grande buse représenté dans la figure 6, est fait en toile vernie, clouée sur des arêtes cintrées, qui sont maintenues à leur écartement par des entretoises solidement assemblées avec les arêtes. Son plus grand diamètre est de 4 m, son plus petit de 2 m; la surface de raccord est courbe et sa longueur est 3,30 m. Il est supporté par un grand châssis, qui maintient son axe à 4 m au-dessus du sol de la halle. Nous avons tenu à ce que la partie la plus basse fût au moins à 2 m au-dessus du sol, pour permettre à l'air d'affluer plus facilement autour de l'entrée; c'est ce point de départ qui a déterminé tous les niveaux.

Les deux sections extrêmes sont munies de diaphragmes constitués par des bandes de zinc soudées, assemblées à mi-métal et réunies sur une couronne extérieure, de manière que les faces, suivant lesquelles l'air s'écoule, soient parallèles au courant déterminé par le ventilateur. Du côté de la chambre d'expérience, les cellules sont rectangulaires; de l'autre, elles forment des troncs de pyramide. En ajoutant à l'intérieur des fragments de toiles métalliques, qui offraient dans certaines parties de la section une résistance supplémentaire au passage du courant d'air, nous avons obtenu de très bons résultats, au point de vue de la régularité de la vitesse.

Le collecteur de la petite buse est établi d'une manière analogue; ses diamètres extrêmes sont de 1 m et 2 m. Il n'a pas été besoin, pour ce collecteur, de deux diaphragmes cellulaires, le diaphragme intérieur a suffi.

2° *Chambre d'expériences*. — La chambre d'expériences (fig. en frontispice et Pl. I) est largement éclairée par la paroi vitrée qui la sépare de

la terrasse, et par deux châssis vitrés. Elle a 10 *m* de profondeur et 4 *m* de largeur dans la région traversée par les courants cylindriques du vent. Un décrochement du plan ménage, du côté du jour, une petite annexe, où se tient l'observateur chargé de la commande des ventilateurs et de la lecture de la vitesse du vent.

Le cylindre de vent de 2 *m* de diamètre traverse la chambre

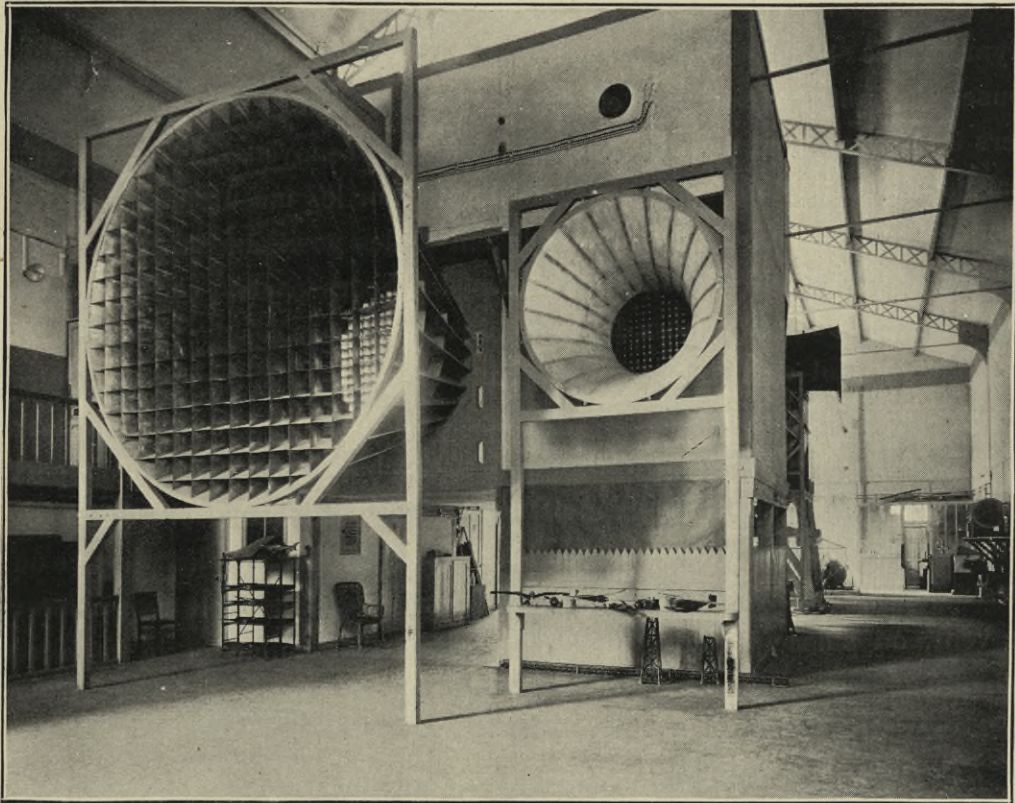


FIG. 6. — *Collecteurs.*

dans toute sa largeur ; celui de 1 *m* a son parcours plus réduit ; son diffuseur pénètre, en effet, dans la chambre sur une distance de 1,75 *m*. Pour fermer les orifices de chacun de ces cylindres, quand l'autre est utilisé, on a établi des portes très résistantes et munies de joints étanches. Les portes du côté des collecteurs ne sont pas ouvertes entièrement dans les essais d'hélices : on les maintient perpendiculairement au mur (fig. 19), de manière que si une hélice, dont la vitesse dépasse parfois 4.000 *t/m*, venait à se rompre, les éclats en seraient arrêtés par ces portes, qui ont été

doublées dans ce but de planches épaisses. Les portes du diffuseur du grand ventilateur restent inutilisées : nous avons reconnu, en effet, qu'on supprimait presque entièrement les remous produits primitivement dans la chambre et qu'on augmentait en même temps la vitesse, en faisant précéder le diffuseur du pavillon évasé qu'on voit sur la figure. Ce pavillon ne pouvant s'enlever commodément, le diffuseur est fermé par un disque mobile muni d'un joint pneumatique, qui donne l'étanchéité.

Les appareils de mesure que nous décrirons plus loin, balances aérodynamiques et appareil à hélices, doivent être transportés de l'une à l'autre buse. Ils sont portés, à cet effet, par un pont roulant mobile sur deux fers à té qui servent de rails, et qui sont fixés, au moyen de consoles, aux parois perpendiculaires aux courants d'air. Pour les mesures, le pont est soulevé par quatre fortes vis qui le placent en des positions soigneusement repérées. On accède au pont du côté des diffuseurs par un escalier et un couloir suspendus en dehors de la chambre et clos par des parois étanches.

Un chariot en bois, construit d'une manière très rigide, peut être déplacé perpendiculairement aux cylindres de vent, de manière à former autour de l'un ou de l'autre un triple cadre. Ce châssis constitue un support qui se prête à des applications multiples, et surtout à la mesure des positions des résultantes (fig. 15) ou de la pression de l'air sur des plaques ou des modèles de bâtiments. Il roule sur des rails, de façon que sans arrêter le vent, on puisse l'amener tout entier dans l'air calme et le replacer ensuite dans sa position primitive exacte.

3° *Diffuseurs*. — Le diffuseur de la grande buse a 9 m de longueur. Il est constitué par un certain nombre de cerces verticales en bois, dont le diamètre varie de 2 m à 4 m ; elles sont reliées par des pièces longitudinales en bois, taillées suivant le gabarit adopté pour la section du diffuseur et solidement assemblées sur les cerces. A l'intérieur de celles-ci est clouée, avec des pointes protégées par un couvre-joint en zinc, une toile semblable à celles employées par les aéroplanes. Elle est enduite invariablement et extérieurement d'un vernis nommé « Novavia », qui la tend énergiquement et la rend impénétrable à l'air, en même temps qu'insensible à son état hygrométrique.

Ce diffuseur pénètre dans la chambre d'expérience par un évasement en zinc, destiné à faciliter l'entrée de l'air ; près du ventilateur, il est muni

d'un léger grillage en fer, destiné à arrêter les objets qui accidentellement pourraient être entraînés par le courant d'air dans les aubes de la turbine.

Le diffuseur de la petite buse est conique; sa partie rétrécie pénètre dans la chambre, où elle est formée d'un tube de zinc. Pour le reste, il est construit comme le grand diffuseur. Les diamètres extrêmes sont  $1\text{ m}$  et  $1,67\text{ m}$ , et sa longueur  $5,70\text{ m}$  (1).

4° *Ventilateurs*. — Le nouveau ventilateur employé par la grande buse est un ventilateur hélicoïdal aspirant, de  $3,80\text{ m}$  de diamètre mesuré sur la

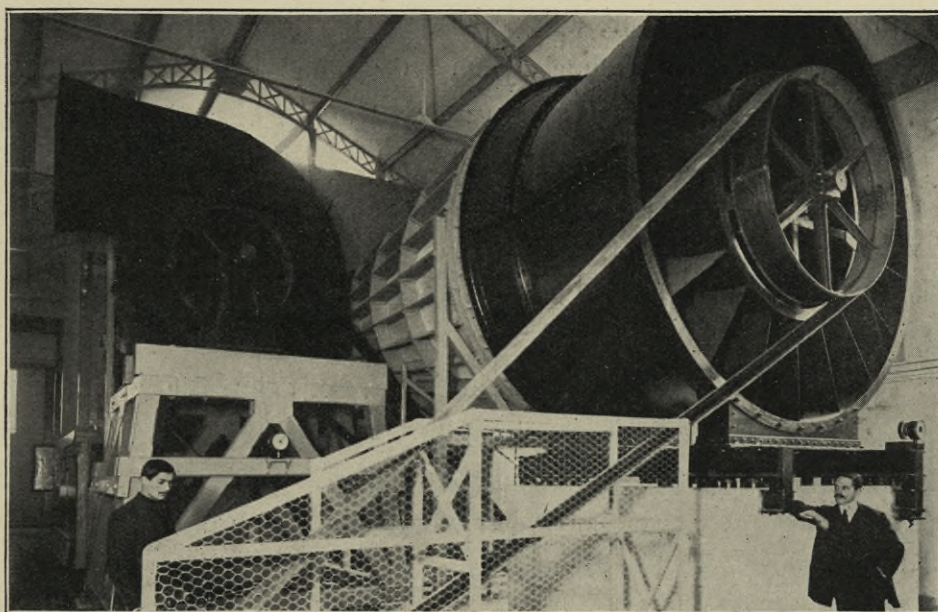


FIG. 7. — Ventilateur hélicoïdal.

turbine. Il est représenté dans les figures 2 et 7. C'est un appareil très volumineux, dont la hauteur totale au-dessus du massif est de  $4,26\text{ m}$ . Son poids est de  $8.500\text{ kg}$ . La surface utile pour l'écoulement de l'air est de  $9\text{ m}^2$ . A notre plus forte vitesse de courant d'air, soit  $32\text{ m}$ , il fait 240 tours par minute, et son débit est de  $100\text{ m}^3$  par seconde.

Le ventilateur de la petite buse est le ventilateur *Sirocco*, à force centrifuge, employé à notre ancien laboratoire du Champ-de-Mars. Sa

(1) Cette installation, ainsi que la précédente, principalement au point de vue du diffuseur, fait l'objet d'un brevet, en date du 28 novembre 1911.



couronne mobile a un diamètre de 1,80 m. Le nombre de tours peut varier de 40 à 330 par minute. A ce dernier correspond un débit de  $31 m^3$  et une vitesse du courant d'air de 40 m/sec à la sortie de la buse de 1 m. Il est installé sur un grand beffroi en bois, dans lequel s'amortissent les vibrations.

5° *Groupe électrique.* — Les ventilateurs sont actionnés par un groupe électrique, relié au Secteur des Champs-Élysées, dont le courant est monophasé. Ce courant, se prêtant très difficilement aux changements de vitesse, a besoin d'être transformé en courant continu. C'est ce qui est fait par le groupe convertisseur, qu'on voit dans les figures 2 et 3.

Il comprend : 1° Un moteur asynchrone monophasé A à induit bobiné (42 périodes par seconde. Voltage : 110 volts. Puissance : 90/95 ch. Vitesse : 800 t/m. Rendement : 0,87).

2° Une génératrice B à courant continu, à excitation séparée sous 115 volts, avec pôles auxiliaires de commutation (puissance, 50 kw; vitesse, 800 t/m; voltage variable, de 0 à 265 volts par le champ; rendement, 0,90).

3° Une génératrice C à courant continu, à excitation shunt (puissance, 16 kw; vitesse, 800 t/m; voltage, 115 volts; rendement, 0,89). Sa puissance a été déterminée de façon qu'elle puisse fournir le courant d'excitation de la génératrice B et des moteurs des ventilateurs et alimenter en même temps un moteur spécial faisant partie de l'appareil d'essai des hélices.

Les trois machines du groupe convertisseur sont scellées chacune dans un massif en maçonnerie, et leurs arbres, placés en prolongement, sont réunis par deux accouplements semi-élastiques.

La génératrice de 50 kw du groupe convertisseur alimente les moteurs des ventilateurs. Ces moteurs, identiques pour l'un et l'autre ventilateur, sont à excitation séparée sous 115 volts avec pôles auxiliaires de commutation. Le voltage aux bornes des induits varie de 0 à 265 volts, la vitesse de rotation, sensiblement proportionnelle au voltage, varie de 0 à 900 t/m, et la puissance croît, en même temps, de 0 à 60 chevaux. Leur rendement à pleine charge (60 chevaux-265 volts), est de 0,90.

Les variations de vitesse de ces moteurs sont obtenues par la manœuvre du rhéostat d'excitation de la génératrice B qui l'alimente, et par la manœuvre d'un deuxième rhéostat, intercalé sur leurs inducteurs.

Le tableau de distribution comprend :

a) Un panneau pour le moteur monophasé A, avec ampèremètre, voltmètre, appareil de démarrage et disjoncteur bipolaire.

b) Un panneau intercalé entre la génératrice B et les moteurs des ventilateurs, avec ampèremètre, voltmètre, rhéostat d'excitation pour la génératrice B, un interrupteur bipolaire avec coupe-circuits fusibles, un rhéostat pour le freinage électrique des ventilateurs. Un commutateur, placé à la sortie du panneau, permet d'envoyer le courant, soit dans le moteur du ventilateur Leflaive, soit dans le moteur du ventilateur *Sirocco*.

c) Un panneau pour la génératrice C et le moteur d'hélice, avec ampèremètre, voltmètre, un rhéostat d'excitation, un interrupteur bipolaire avec coupe-circuits fusibles.

Cette installation, étudiée avec beaucoup de soin par M. Chavet, ingénieur de la Société l'Éclairage électrique, a été très bien exécutée par cette société, et nous a donné toute satisfaction.

### III. — MÉTHODES ET APPAREILS DE MESURE

#### § 1. — Vitesse du courant d'air.

Le vent qui traverse la chambre d'expérience forme un cylindre, dont tous les points ont sensiblement des vitesses égales en grandeur et en direction. Toutefois, sur les bords de ce cylindre, sa vitesse est réduite par sa rencontre avec l'air calme de la chambre, et sur une épaisseur d'environ 20 *cm* des remous se forment le long du cylindre, arrivent au diffuseur et sont rabattus sur eux-mêmes par le pavillon évasé qui précède le diffuseur. Grâce à ce pavillon, les remous restent presque sur place, et l'air de la chambre est assez calme pour qu'il soit souvent difficile de se rendre compte, d'après son agitation, si le vent passe ou non.

La régularité du courant a été vérifiée par l'observation simultanée de deux tubes de Pitot doubles (fig. 8). L'un de ces tubes était laissé immobile au centre du courant, tandis que l'autre était placé successivement en vingt-cinq points, régulièrement espacés, dans des sections perpendicu-

lares au courant; ces sections ont été prises au voisinage de la buse d'entrée, puis dans la région où sont placés ordinairement les modèles, puis en arrière, à 1 m environ de l'entrée du diffuseur. Les positions extrêmes du Pitot mobile étaient éloignées de 25 cm du bord du cylindre de 2 m. Ces diverses mesures ont été très concordantes. En particulier, dans la région où sont placés les modèles, la moyenne des écarts, pris en valeur absolue, entre les valeurs individuelles et la vitesse moyenne, a été

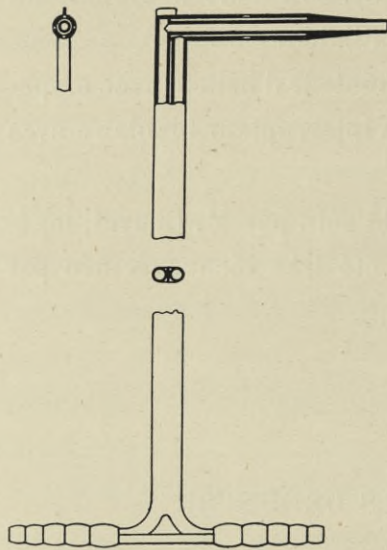


FIG. 8. — Tube de Pitot double.

de 0,5 p. 100; au point où l'on a trouvé le plus grand écart, celui-ci était de 1,1 p. 100.

Nous aurions pu mesurer la vitesse du vent comme au laboratoire du Champ-de-Mars, en utilisant un tube simple de Pitot placé, dans le courant, à l'entrée de la chambre d'expérience. Ce tube transmet, comme

nous l'avons vérifié, une pression  $P + \frac{\delta V^2}{2g}$ ,  $P$

étant la pression statique et  $V$  la vitesse de l'air au point où est placé le tube. Comme les filets d'air sont rectilignes et parallèles en traversant la chambre, leur pression  $P$  est celle de la chambre (nous l'avons, d'ailleurs,

directement observé par une plaque de Recknagel). En reliant le Pitot à un manomètre dont la seconde branche communique avec l'air en repos de la chambre, ce manomètre accusera donc une différence de pressions

égale à  $\frac{\delta V^2}{2g}$ .

Nous avons trouvé plus commode d'évaluer la vitesse d'après la mesure de la différence de pression entre la halle et la chambre. Soient  $P_0$ , la pression dans la halle;  $P$ , la pression, et  $V$ , la vitesse dans la chambre. Les lois de l'écoulement par filets montrent que

$$P_0 = P + \frac{\delta V^2}{2g} + \text{pertes de charge,}$$

les pertes de charge étant les pertes par frottement et viscosité entre la halle et la chambre, c'est-à-dire dans l'ajutage d'entrée.

On peut évaluer ces pertes : la relation précédente s'écrit, en effet :

$$(P_0 - P) - \frac{\delta V^2}{2g} = \text{pertes},$$

dans laquelle  $P_0 - P$  est la différence de pressions mesurée entre la halle et la chambre, et  $\frac{\delta V^2}{2g}$  la pression transmise par le tube simple de Pitot placé dans le courant et communiquant avec un manomètre dont l'autre branche débouche dans l'air calme de la chambre.

Des mesures comparatives très concordantes, faites avec un Pitot

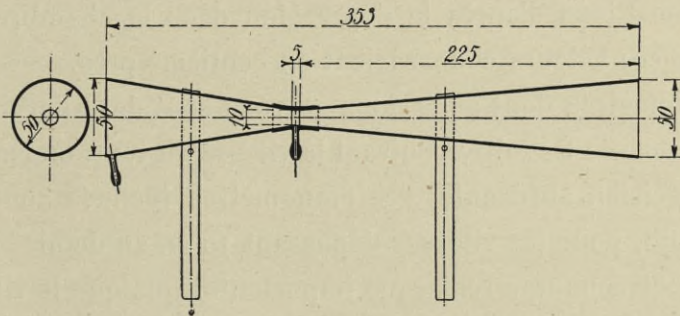


FIG. 9. — Tube de Venturi.

ainsi disposé, ont montré que les pertes sont sensiblement de 5 p. 100 de la différence  $P_0 - P$  (1).

On peut donc écrire :

$$(P_0 - P) - \frac{\delta V^2}{2g} = 0,05(P_0 - P), \quad \text{ou} \quad \frac{\delta V^2}{2g} = 0,95(P_0 - P),$$

c'est-à-dire que la hauteur génératrice de la vitesse  $V$  du courant d'air est les 95/100 de la différence de pression entre la halle et la chambre. Soit  $h$  la différence de pression  $P_0 - P$ , la vitesse correspondante sera :

$$V = \sqrt{0,95 \frac{2gh}{\delta}}.$$

Nous avons vérifié cette formule de la manière suivante.

Dans les essais faits sur des aéroplanes en vol, M. le commandant Dorand mesure la vitesse par la dépression que le vent relatif produit dans

(1) Ainsi, pour une différence de pression entre le hangar et la chambre de 27 mm, le Pitot placé dans le courant accusait une différence de pression de 25,7 mm, dont le rapport avec la précédente est 0,951.

la section rétrécie de tubes de Venturi (voir fig. 9). Pour tarer ces tubes, il les fixe par une perche très au-dessus et très en avant d'une automobile ; cette automobile étant lancée sur une route bien plane en l'absence complète de vent, on mesure la dépression produite dans le Venturi, en même temps que la vitesse d'avancement. Malgré les trépidations inévitables de l'automobile, la dépression est connue avec une précision suffisante, à cause de la valeur élevée qu'elle acquiert dans les tubes de Venturi. Nous avons profité de ce tarage pour vérifier notre formule de vitesse : il nous a suffi de placer dans le courant un tube de Venturi soigneusement taré du commandant Dorand et de comparer la vitesse qu'il indiquait avec celle que nous admettions d'après la dépression dans la chambre : or, nous avons vu que ces valeurs concordaient au centième près.

Les manomètres dont nous nous servons sont des micromanomètres inclinés à alcool, de Schultze. Suivant la vitesse du vent, on emploie, pour avoir une précision suffisante, des manomètres inclinés au dixième, au quart, ou, enfin, pour les vitesses dépassant 30 *m*, au demi.

Nous ajouterons une remarque importante. Quoique la vitesse ait été ainsi déterminée en l'absence d'obstacle dans le courant, la même formule est encore applicable quand on a introduit dans le courant, soit une surface résistante, soit une hélice, à condition que ces corps interposés soient assez petits pour que les filets de la partie périphérique du cylindre de vent aient des vitesses égales. Alors, en effet, la vitesse générale, pour un nombre de tours donné du ventilateur, est légèrement réduite par la surface résistante, ou augmentée par l'hélice ; mais la pression dans la chambre est encore égale à celle de la partie périphérique du courant, et elle mesure par la même formule que précédemment la vitesse *V* dans cette partie, puisque les filets de cette région sont soumis aux mêmes pertes de charge que précédemment, et arrivent parallèlement à eux-mêmes dans la chambre. Or *V* est bien la vitesse qu'il s'agit de mesurer, puisque rien ne serait changé, théoriquement, si on augmentait indéfiniment le diamètre du courant, en donnant aux filets ajoutés la vitesse *V* et la pression de la chambre, et qu'alors la surface résistante ou l'hélice se trouverait baignée dans une nappe indéfinie de vitesse *V*.

§ 2. — Appareils de mesure de l'effort du vent sur les surfaces.

L'effort du vent sur les surfaces est mesuré au moyen de deux balances. Ces balances sont placées sur le pont roulant, qui permet de les transporter de l'une à l'autre buse, ou de dégager entièrement le courant pour certains essais.

*Balance aérodynamique.* — La principale balance est celle que nous employons déjà au Champ-de-Mars. Elle est décrite dans *La Résistance de l'air et l'Aviation* (1910) ; nous en rappellerons ici le principe, et nous en donnerons une description sommaire, en ajoutant deux perfectionnements que nous lui avons apportés depuis.

Le principe de la méthode est le suivant :

Considérons d'abord le cas d'une surface ayant un plan de symétrie parallèle au vent. Alors les efforts de l'air donnent une résultante unique, située dans le plan de symétrie. On oriente la surface de façon que ce plan soit vertical : soit S cette surface (fig. 10). On se propose de déterminer en grandeur, direction et position, la résultante R de la poussée du vent sur la surface.

La surface, rendue mobile autour d'un axe A perpendiculaire au vent, est maintenue en équilibre par une force antagoniste, qui mesure le moment  $\mu$  de R par rapport à A. On mesure de même les moments  $\mu_B$  et  $\mu_C$  par rapport à deux axes B et C également perpendiculaires au vent. C est symétrique de A par rapport à la tige qui porte la surface, et cette tige est elle-même parallèle au vent.

Nous définirons la résultante par sa composante horizontale ou parallèle au vent  $R_x$ , par sa composante verticale ou perpendiculaire au vent  $R_y$ , et par la distance  $y$  qui sépare le couteau A du point où R rencontre la

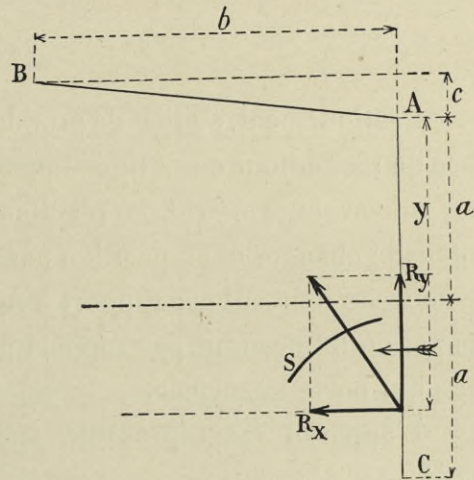


FIG 10.

verticale de A. Pour avoir ces quantités en fonction des moments  $\mu_A, \mu_B, \mu_C$ , il suffit d'écrire l'expression de ces moments (1) :

$$\begin{aligned}\mu_A &= -yR_x, \\ \mu_B &= bR_y - (y + c)R_x, \\ \mu_C &= (2a - y)R_x;\end{aligned}$$

et de résoudre par rapport à  $R_x, R_y, y$  :

$$\begin{aligned}R_x &= \frac{\mu_C - \mu_A}{2a}, \\ R_y &= \frac{1}{b}(\mu_B - \mu_A) + \frac{c}{2ab}(\mu_C - \mu_A) \\ y &= -2a \frac{\mu_A}{\mu_C - \mu_A}.\end{aligned}$$

Pratiquement, au lieu de prendre un troisième axe, on retourne la surface de  $180^\circ$  autour de sa tige-support qui est parallèle au vent (voir Pl. II) : par raison de symétrie, la résultante tourne aussi de  $180^\circ$ , sans que son intensité change, ni sa position par rapport à la plaque. En prenant alors le nouveau moment par rapport à A, on a le même moment, au signe près, que si on le mesurait par rapport à C, symétrique de A relativement à la tige qui porte la surface.

L'appareil est représenté schématiquement par les figures 11 et 11 bis.

La tige C qui porte la plaque et qui est placée dans la direction du vent et dans l'axe de l'ajutage, est fixée à un support rigide DE, en forme de T. Ce support est mobile autour d'un couteau A (fig. 11), et subit l'effort vertical  $f$  donné par un poids P mis sur une balance. La figure montre que, quand l'équilibre est établi, le poids mis sur la balance fait connaître le moment, par rapport à l'axe A, des forces qui agissent sur la plaque et sur son support.

On fait la pesée quand la plaque est dans l'air immobile, puis quand elle est dans un vent horizontal de vitesse connue. Le moment de l'effort de l'air est la différence de deux moments trouvés successivement.

Le support E porte un deuxième couteau B, qu'on fait reposer sur son siège en raccourcissant la tige H par un excentrique G (fig. 11 bis). La

(1) Nous prenons comme moments positifs ceux qui tendent à faire tourner dans le sens inverse des aiguilles d'une montre.

figure montre qu'on peut, en établissant l'équilibre par la balance, mesurer le moment de l'effort de l'air par rapport à B.

Ce dispositif permet donc, par la simple manœuvre de l'excentrique, de mesurer le moment de l'effort de l'air par rapport à deux points. D'autre part, la tige C peut prendre autour de son axe quatre directions exactement rectangulaires. On peut donc, d'après ce que nous avons vu tout à l'heure, déterminer les éléments de la résultante.

La Planche II donne les plans de construction de la balance. Pour

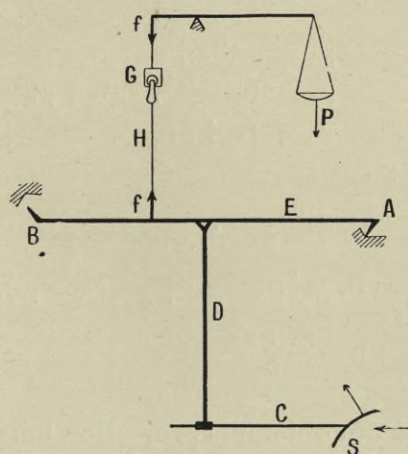


FIG. 11.

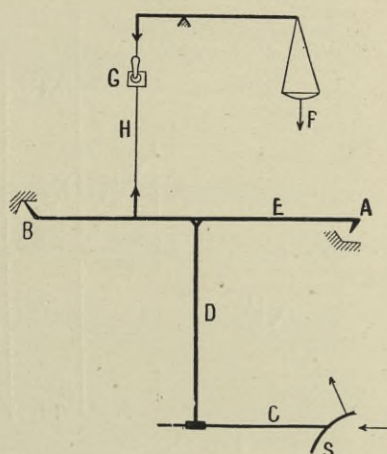


FIG. 11 bis.

plus de détails, pour la marche des expériences et l'établissement des calculs, nous renvoyons à la première partie de cet ouvrage.

Nous avons apporté à la balance une modification très simple, mais qui a permis d'accélérer les mesures d'une manière sensible : c'est l'addition d'un petit ressort très flexible et taré, qui réunit le fléau de la balance au support de ce fléau, et permet de remplacer, par le déplacement d'un levier et une lecture sur un cadran, l'apposition des poids inférieurs à 10 gr dans l'établissement de l'équilibre.

*Cas général.* — Nous avons supposé, jusqu'à présent, que la composition des efforts de l'air aux différents points de la surface se réduisait à une résultante située dans le plan connu de symétrie. C'est là le cas de beaucoup le plus ordinaire, mais le cas général, celui d'une surface dissymétrique ou orientée dissymétriquement, comporte six inconnues : les trois projections de la résultante de translation appliquée en un point choisi



arbitrairement et celles du moment du couple résultant. Comme on va le voir, notre balance donne ces six inconnues.

On peut, en effet, faire la composition des forces au milieu de AC (fig. 12); alors la résultante de translation passe par ce point. Les moments  $\mu_A$ ,  $\mu_B$ ,  $\mu_C$  se rapportent à la projection verticale R de la résultante de translation et au couple dont le moment  $\mu$  est la projection, sur une perpendiculaire au plan de la figure, du moment du couple résultant. Ces

trois moments ont respectivement pour valeur :

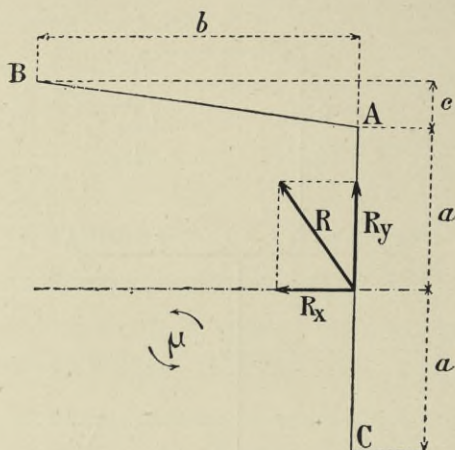


FIG. 12.

$$\mu_A = -aR_x + \mu,$$

$$\mu_B = bR_y - (a+c)R_x + \mu,$$

$$\mu_C = aR_x + \mu;$$

d'où :

$$R_x = \frac{\mu_C - \mu_A}{2a},$$

$$R_y = \frac{1}{b}(\mu_B - \mu_A) + \frac{c}{2ab}(\mu_C - \mu_A),$$

$$\mu = \frac{\mu_A + \mu_C}{2}.$$

Pour obtenir la projection horizontale de la résultante de translation,

et la composante verticale du moment du couple résultant, il suffit de répéter les pesées avec la surface tournée de  $90^\circ$  et  $270^\circ$  autour de l'axe de sa tige : car le plan de la surface devient alors son élévation, et les efforts de l'air restent liés invariablement à cette surface.

Il ne reste à évaluer qu'une des six inconnues : la composante  $\mu_1$ , perpendiculaire au vent, du couple résultant. On l'obtient en fixant la tige qui porte la plaque, non plus à la balance, mais à un levier dont l'axe d'oscillation est parallèle au vent ; le moment qui établit l'équilibre est, abstraction faite de la tare, la somme du moment de la résultante générale qui est connue, et du moment qu'on veut mesurer, qui se trouve ainsi déterminé.

Ce levier supplémentaire est représenté dans la Planche II et dans la photographie figure 13. Il se compose principalement d'une pièce deux fois coudée horizontalement, et portant deux couteaux sur sa branche médiane, plus un troisième couteau à l'une de ses extrémités ; l'autre extrémité reçoit la tige-support de la surface en expérience. Les couteaux de la

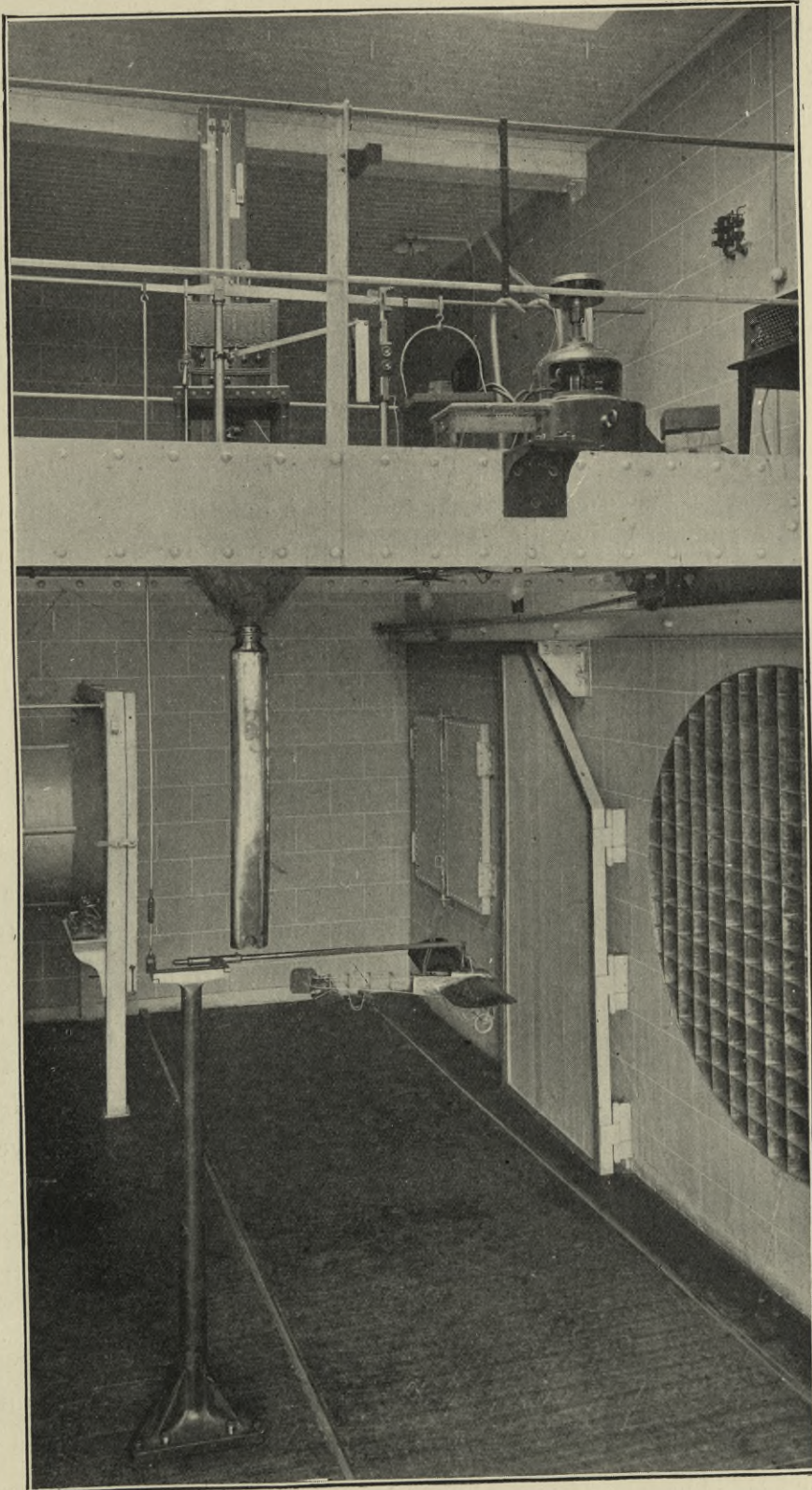


FIG. 13. — *Levier et pied pour les efforts dissymétriques.*

branche médiane reposent sur deux sièges exactement parallèles au vent ; ils sont portés par un pied en fonte qui se fixe dans des écrous encastrés dans le plancher, au-dessous de la balance. Le troisième couteau est relié, par deux étriers et une tige qui traverse la caisse de la balance, au couteau placé à l'extrémité de gauche du fléau de cette balance. Pour que le levier puisse se tenir ainsi en équilibre, on a dirigé les couteaux de la branche médiane, l'un vers le haut, l'autre vers le bas, comme le montre le dessin en perspective de la Planche II.

Le rôle de ce levier résulte immédiatement de ce que nous disions tout à l'heure. Supposons la surface orientée comme pour la mesure de la projection verticale  $R$  de la résultante de translation, et appelons  $d$  la distance des couteaux de la branche médiane à l'axe de la tige-support de la surface. Le vent tend à faire tourner la surface autour des couteaux de la branche médiane en exerçant un couple dont le moment par rapport à la ligne de ces couteaux est :  $dR_y + \mu_1$ . On connaît d'une part la valeur de ce couple, puisqu'on l'équilibre, et d'autre part celles de  $d$  et de  $R_y$  ; on a donc  $\mu_1$ .

*Balance-pendule.* — Notre balance habituelle ne se prête pas à la mesure des très petits efforts horizontaux, tels que les résistances des fuselages, des fils, des montants, etc... En effet, le rapport des bras de levier de cette balance est tel que, pour équilibrer un effort horizontal de 4 gr s'exerçant sur une surface en essai, il faut mettre un poids de 1 gr seulement dans le plateau. Malgré la sensibilité au demi-gramme de cette balance, il est difficile d'apprécier les très petits efforts horizontaux qui mesurent les différences de résistance de deux montants, par exemple, ou de déterminer la loi de variation de la résistance d'un fuselage avec la vitesse, en partant des vitesses de 2 à 3 m/sec.

Aussi, pour remédier à cet inconvénient, avons-nous réalisé une autre balance, représentée Planche II et figure 14, qui, malgré son extrême simplicité, nous a rendu les meilleurs services.

Cette balance consiste essentiellement en une tige verticale reposant sur un couteau placé vers sa partie supérieure. Le bas de cette tige est percé d'un trou, dans lequel peut coulisser une tige horizontale qui supporte le corps en essai.

A la partie supérieure se trouve un bras horizontal, qui porte le siège

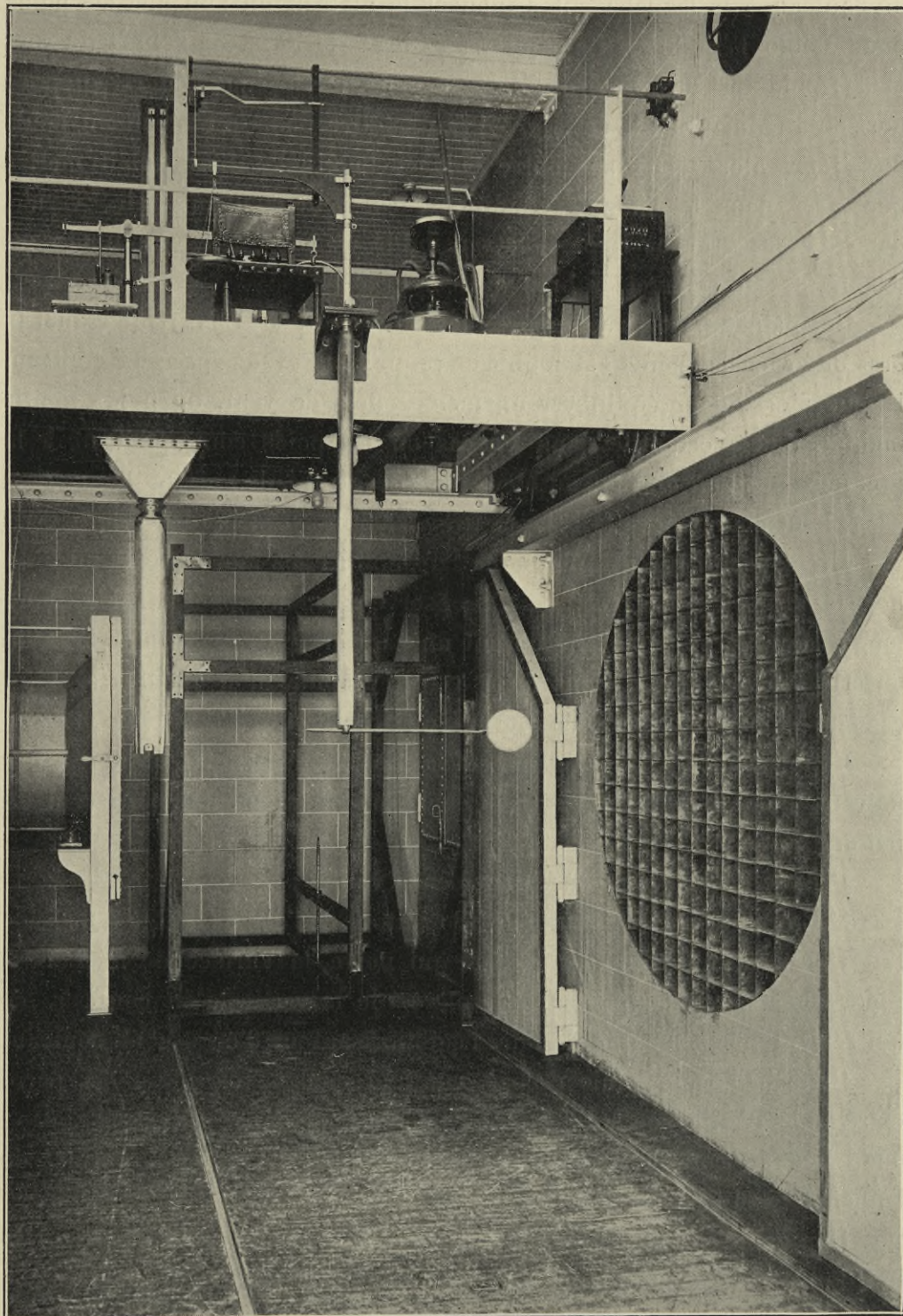


FIG. 14. — *Balance-pendule.*

du couteau, sur lequel vient s'appuyer le plateau où l'on met les poids pour établir l'équilibre. Le rapport des bras de levier de l'effort du vent et des poids est de 7 environ, de telle sorte que lorsque l'effort, supposé horizontal, du vent est de 4 *gr*, il faut mettre dans le plateau un poids de 28 *gr*, alors que dans notre balance habituelle il ne fallait mettre que 1 *gr* dans les mêmes conditions. On peut d'ailleurs faire varier, dans d'assez grandes limites, la sensibilité de cette balance, en plaçant des masses au sommet du bras vertical.

Le plateau peut être supporté par un second couteau, pour lequel le bras de levier des poids est double de ce qu'il est avec le premier couteau. Il faut alors, pour équilibrer un même effort de vent, un poids moitié moindre; cela est utile dans les cas où les poids correspondant à la première position du plateau élèveraient le centre de gravité du système assez haut pour rendre la balance trop sensible ou même instable.

Un dispositif très simple permet d'amplifier les mouvements du bras horizontal portant les plateaux. On observe ce mouvement à l'aide d'une longue aiguille se déplaçant devant un cadran. Le rapport des bras de levier de cette aiguille étant de 1 à 10, l'amplification est de 10 et on ramène l'appareil à zéro avec une grande précision.

Cette balance permet également la mesure des efforts obliques, par notre méthode habituelle des trois équations de moments : pour cela on fait une pesée :

- 1° Avec la surface placée à l'incidence voulue;
- 2° En retournant la surface de 180° autour de l'axe de la tige AB;
- 3° En faisant coulisser la tige qui porte la surface de manière à rapprocher par exemple cette dernière de la verticale du couteau, ce qui revient au même que de faire l'équilibre autour d'un second couteau.

Cette balance-pendule repose sur une console fixée sur la paroi extrême du chariot roulant qui peut l'amener dans l'axe de la grande buse : une seconde console semblable, fixée sur le côté opposé, permet de l'amener dans l'axe de la petite buse.

Une gaine en cuivre, fixée à cette console, entoure le bras vertical de la balance et le soustrait ainsi à l'action du courant d'air.

## § 3. — Positions des résultantes.

Les balances sont ordinairement réservées à la détermination des valeurs de  $R_x$  et  $R_y$ , d'où l'on déduit le rapport  $\frac{R_x}{R_y}$ , qui est égal à  $tg\theta$ , en désignant par  $\theta$  l'angle de la résultante avec la verticale. Elles donnent, par suite, la grandeur  $R$  de cette résultante :

$$R = \sqrt{R_x^2 + R_y^2} = \frac{R_y}{\cos \theta}.$$

Quant à la valeur de la distance  $y$ , qui achève de définir la position de la résultante par un de ses points de passage, elle ne se déterminerait pas à l'aide de ces appareils avec une précision suffisante en raison de la grandeur des bras de levier qui interviennent. Il est préférable de recourir à un autre procédé, et de rechercher directement un point de la résultante. C'est le procédé que nous employons déjà au Champ-de-Mars. L'appareil qui le réalise est porté par un chariot mobile sur des rails, qu'on amène pour les mesures dans l'axe de la buse.

On fait osciller librement la surface en essai entre deux pointes situées exactement sur la même verticale, le plan de symétrie de la surface restant horizontal. Quand le vent souffle, la surface s'oriente de façon que la résultante passe par la ligne des pointes, puisque autrement l'équilibre ne pourrait subsister. Au moyen d'un cadran divisé relié à la surface, et qu'on peut lire de loin sans arrêter le vent, on mesure l'incidence que la surface prend alors sur le vent. On a donc un point d'application de la résultante pour cette incidence. En faisant varier progressivement la position de l'axe de rotation, et en mesurant à chaque fois l'angle correspondant, on peut relier les résultats par une courbe continue servant à donner par interpolation la position de la résultante pour une incidence quelconque. Il est alors facile de tracer, pour chacune des incidences étudiées à la balance, la position de la résultante par rapport au modèle. L'équilibre est parfois instable ; mais en faisant tourner lentement à la main le cadran gradué qui entraîne la surface, on se rend bien compte, au toucher, de l'angle d'équilibre.

Pour les ailes isolées, nous faisons pivoter la surface autour de petits trous percés le long de la ligne moyenne du profil ; pour représenter les

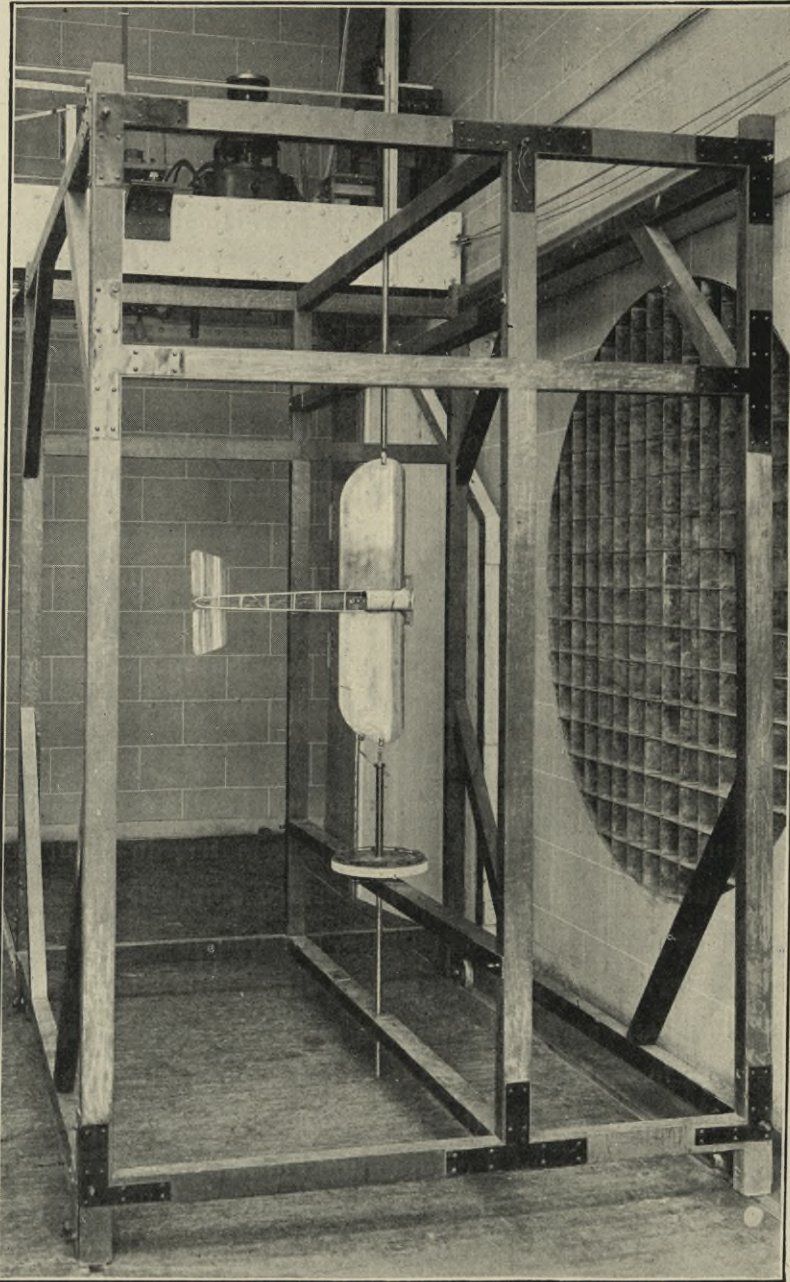


FIG. 15. — *Mesure de la position des résultantes.*

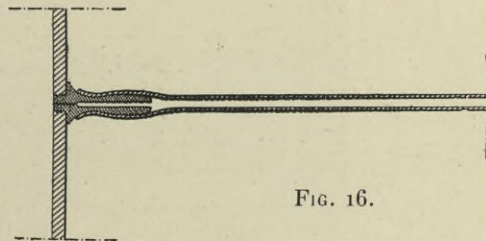
résultats, nous nous contentons de considérer le point de rencontre de la résultante avec cette ligne moyenne, sans tracer la résultante elle-même, et cela pour plus de simplicité et de clarté. Ce point de rencontre est appelé

*centre de poussée* : il faut évidemment entendre par là non un point de l'aile sur lequel viendrait s'appliquer la résistance de l'air, mais simplement un point particulier de l'espace par lequel passe la résultante.

Quand il ne s'agit pas d'ailes isolées, nous représentons, dans nos résultats actuels, comme dans ceux du Champ-de-Mars (voir Pl. XVII à XXII de *La Résistance de l'air et l'Aviation*, 1910), les faisceaux des résultantes elles-mêmes. Pour faire osciller les surfaces, nous y adaptons deux barrettes très minces, percées de trous également espacés dans l'une et l'autre. Ces trous qui déterminent les axes d'oscillation sont rapportés sur l'épure dans leur position réelle par rapport aux surfaces.

§ 4. — **Distribution des pressions sur les surfaces.**

Pour les ailes, nous opérons à Auteuil de la même façon qu'au Champ-de-Mars (voir Pl. XXI et XXII de la première partie). La plaque est percée de trous convenablement répartis et bouchés par de petites vis affleurant sa surface. A l'endroit où l'on veut expérimenter, on remplace la vis par une pièce filetée traversée dans son axe par un canal de  $1/2$  mm de diamètre. Sur la face qu'on étudie, la vis vient affleurer ; sur le côté opposé, elle se prolonge par une tubulure qui communique par un tuyau de caoutchouc avec un manomètre ; l'autre branche de ce manomètre s'ouvre dans l'air calme de la chambre.



Les modèles de dirigeables, de hangars, etc., sont essayés d'une manière un peu différente. Ils sont constitués par des boîtes parfaitement étanches, communiquant avec un manomètre, et portant à leur surface extérieure des trous obturés par de la cêruse. On débouche successivement chacun de ces trous ; la pression intérieure, lue au manomètre, est évidemment celle qui s'établit au point considéré de la surface extérieure.



## § 5. — Lunette de visée.

Aux grandes vitesses réalisées dans notre nouveau laboratoire, les pressions sur les modèles sont trop fortes pour que ces modèles ou leur

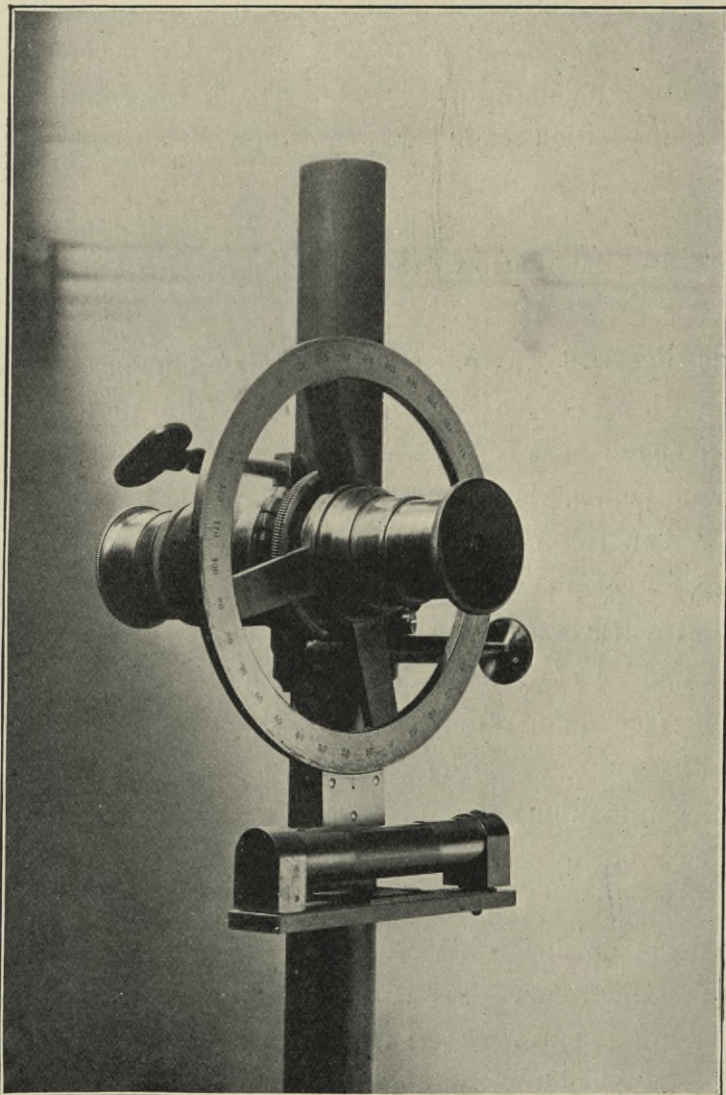


FIG. 17. — Lunette de visée.

support ne fléchissent pas sous l'action du vent. Cette flexion est très faible, et le changement d'incidence qui en résulte n'atteint jamais qu'une fraction de degré. Il est cependant nécessaire d'en tenir compte, surtout quand on

veut observer l'influence de la vitesse, sinon on s'exposerait à prendre pour effet de la variation de la vitesse ce qui ne serait que l'effet du fléchissement. Il faut, de plus, pouvoir vérifier si les surfaces sont assez rigides pour ne pas se déformer dans le courant.

Il est évidemment impossible d'aller faire ces vérifications dans le vent, où la présence de l'observateur et de l'appareil de mesure suffiraient à changer l'action de l'air sur la surface, et par conséquent la modification qu'on voudrait mesurer. Nous avons donc construit une lunette spéciale,

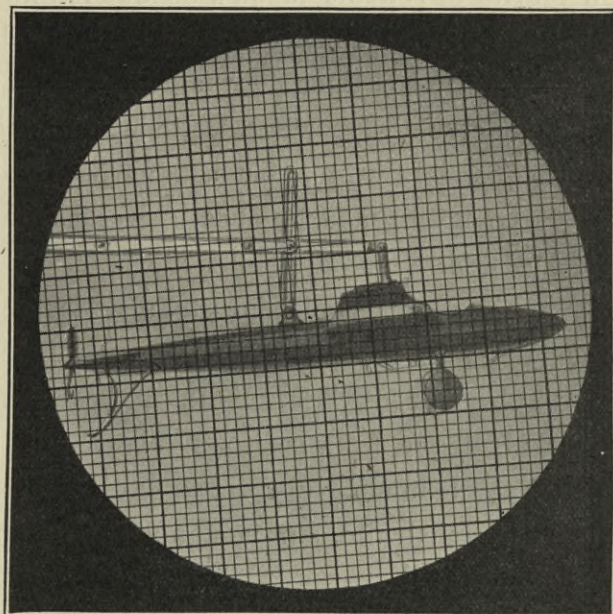


FIG. 18. — Réticule de la lunette de visée.

destinée à mesurer avec exactitude, en restant en dehors du vent, les variations d'incidence et les déformations des modèles.

Cette lunette, représentée par la figure 17, se compose d'abord d'un tube horizontal qu'on peut fixer à différentes hauteurs sur une colonne verticale servant de support. Ce tube porte l'oculaire et l'objectif, qui sont tous deux mobiles suivant l'axe. Entre l'oculaire et l'objectif est un réticule quadrillé, solidaire d'un cercle-rapporteur divisé en demi-degrés, qu'on peut faire tourner à la main, ou, pour de petits déplacements, par une vis tangente. La ligne  $0^{\circ}$  —  $180^{\circ}$  du cercle est exactement parallèle à l'une des directions du quadrillage. La figure 17 montre le cercle, ainsi qu'un repère tracé sur une pièce spéciale qui, portant un niveau à bulle, donne avec

précision l'orientation du cercle et par suite du réticule. Quant au réticule, il est représenté par la figure 18.

La lunette étant placée en dehors du cylindre de vent, à la hauteur et bien en face du modèle, on met au point, d'abord le réticule, en déplaçant légèrement l'oculaire, puis l'image du modèle, en déplaçant l'objectif. On choisit alors sur le modèle deux points de repère, et pour cela on fixe, au besoin, deux pointes très petites sur le modèle (sur la figure 18, où l'on voit un monoplan Tatin, les points de repère étaient les extrémités pointues du fuselage). On tourne le réticule jusqu'à ce que la ligne qui joint les images des repères soit confondue avec une ligne du quadrillage, comme sur la figure 18, ou parallèle à la ligne du quadrillage la plus voisine ; puis on note l'orientation du cercle-rapporteur. Cette mesure, faite en l'absence du courant d'air, et quand le vent passe aux vitesses utilisées dans les essais, donne le relèvement du modèle, avec une précision supérieure au dixième de degré, c'est-à-dire toujours suffisante.

Pour connaître, non plus les relèvements, mais les déformations, on marque sur le modèle, dans des plans verticaux parallèles au vent, des repères qui servent à observer les variations angulaires de la même manière que précédemment, ainsi que les variations relatives de hauteur, en se repérant, en général, sur le modèle lui-même.

Cette lunette a été construite, sur nos indications, par M. Rellstab.

#### § 6. — Appareil d'essai des hélices (Pl. III et fig. 19).

Il résulte de nos expériences du Champ-de-Mars que pour faire l'essai rationnel d'un modèle d'hélice, et en déduire le fonctionnement de l'hélice elle-même, la condition à remplir est de réaliser, dans l'essai du modèle, la même vitesse relative, en grandeur et en direction, que celle à laquelle est soumise l'hélice réelle. On est donc conduit à prendre pour les essais la même vitesse de vent que pour l'hélice et des vitesses de rotation inversement proportionnelles aux diamètres de l'hélice et du modèle. Comme vitesse de vent, nous pouvons réaliser la vitesse ordinaire des aéroplanes ; en ce qui concerne la vitesse de rotation, il faut que nous obtenions, avec nos modèles, qui sont ordinairement à l'échelle du tiers, une vitesse triple

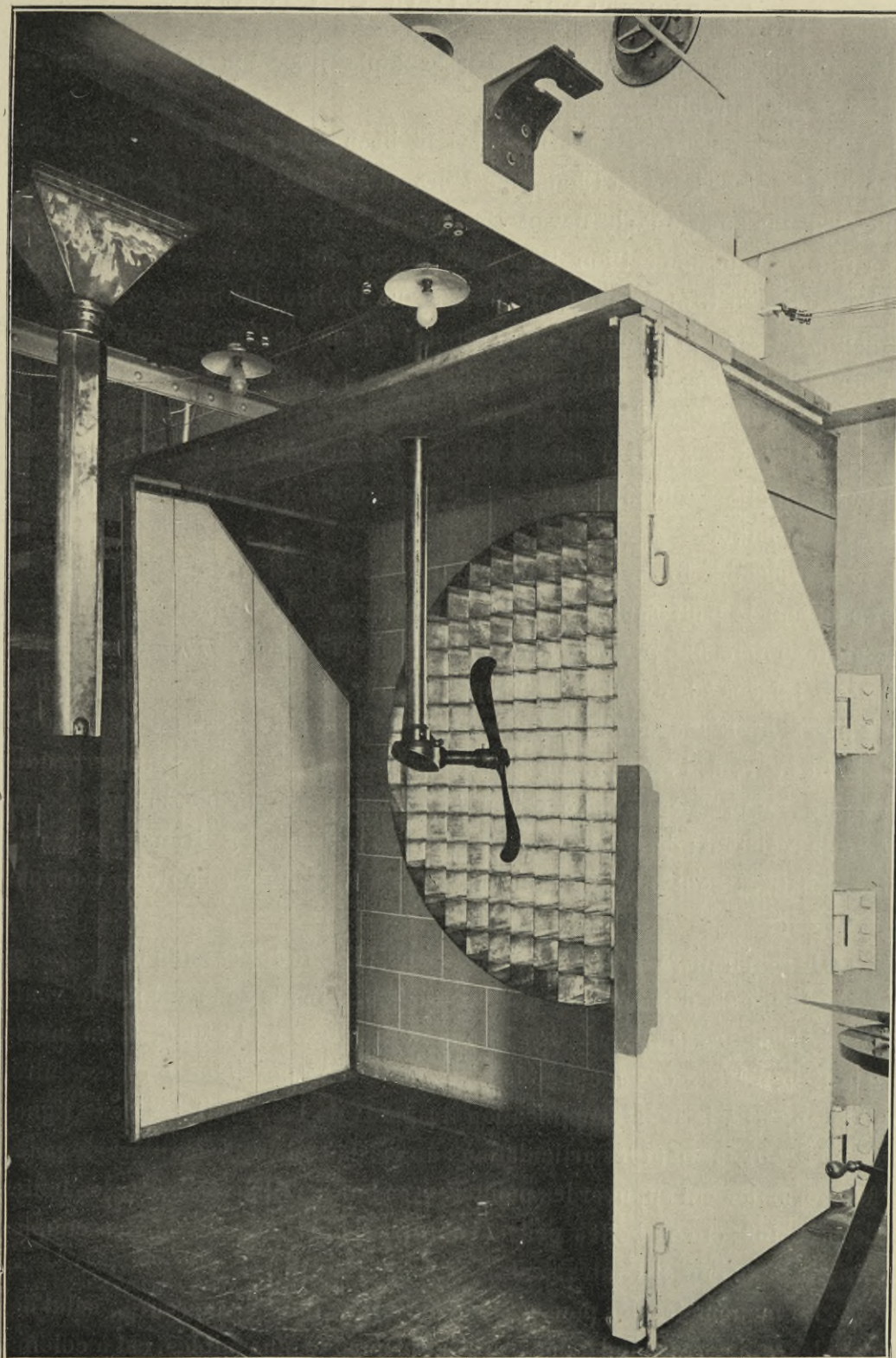


FIG. 19. — Appareil d'essai des hélices. (La gaine de cuivre n'est pas placée.)

de celle des hélices réelles, soit par exemple 3.600 tours à l'essai pour 1.200 dans la réalité.

Mais la puissance absorbée devient beaucoup plus grande que celle dont nous disposions au Champ-de-Mars, et qui était de 2 à 3 *ch* seulement; nous avons jugé qu'elle devait être portée à 15 *ch*. Cette augmentation entraîne à une disposition différente: si, en effet, la dynamo actionnant l'hélice s'était trouvée sur le même axe que l'hélice elle-même, comme au Champ-de-Mars, elle aurait été, au point de vue de l'écoulement de l'air, d'un encombrement beaucoup trop fort. Aussi, l'arbre reliant la dynamo à l'hélice a-t-il été coudé à angle droit et muni d'un engrenage conique, de manière que la dynamo puisse être placée complètement en dehors du courant: elle a été disposée sur le pont roulant, à côté de la balance aérodynamique.

L'ensemble formé par la dynamo, la transmission coudée et l'hélice, repose sur le pont roulant par une suspension à la Cardan, et se trouve maintenu dans une position invariable par deux butées en forme de pointes qui sont fixées à la dynamo et qui appuient sur les couvercles de deux boîtes de pression. L'une de ces boîtes empêche l'hélice de se déplacer parallèlement au vent, l'autre l'empêche de se déplacer dans un sens perpendiculaire. La première s'oppose donc à la poussée de l'hélice, la seconde au couple résistant; de manière que les pressions des boîtes, transmises à des manomètres, sont proportionnelles, l'une à la poussée, l'autre au couple de l'hélice.

On remarquera que, pour les poussées, la boîte de pression ne s'oppose, en réalité, qu'à une poussée d'hélice dirigée dans le sens même du vent. Pour permettre la mesure des tractions positives de l'hélice, et en même temps la mesure des couples dans les deux sens possibles, on a excentré, par rapport à la ligne d'application du poids de l'appareil, les deux lignes de couteaux formant les articulations du cardan: de cette manière, le poids fait normalement appuyer les pointes, avec une certaine force, sur les boîtes de pression, et ces boîtes peuvent mesurer des poussées et des couples dirigés dans l'un et l'autre sens.

Le manomètre des poussées est à colonne libre de mercure; celui des couples, qui correspond à des poussées beaucoup plus faibles, est à colonne libre d'eau.

Pour éviter l'action du courant d'air sur la partie verticale de l'appareil,

on a entouré cette partie d'une gaine en cuivre, qui enveloppe en même temps la boîte d'engrenages. Cette gaine, faite en deux parties et indépendante, bien entendu, de l'appareil, est fixée sur le plancher que l'on adapte à la partie supérieure des portes ; ce plancher sert, concurremment avec celles-ci, à éviter les accidents que produirait une rupture d'hélice.

Les premiers essais effectués avec cet appareil nous ont paru montrer qu'il n'était pas établi avec assez de précision pour que les poussées fussent sans aucune influence sur l'indication des couples : aussi avons-nous contrôlé les couples par une autre méthode, que, provisoirement au moins, nous avons adoptée de préférence à la première.

Cette méthode consiste à mesurer les constantes du courant qui alimente la dynamo, et à en déduire, par un tarage, le couple, ou, ce qui revient au même, la puissance absorbée par l'hélice. Ce tarage a été obtenu en remplaçant les hélices par trois simples barres rectangulaires, constituant des moulinets de Renard. Ces barres, qui avaient une section de  $4 \times 4$  cm, et des longueurs de 0,50 m, 0,65 m, 0,80 m, présentaient pour chaque nombre de tours des résistances qui avaient été déterminées soigneusement au laboratoire du Conservatoire des Arts et Métiers, au moyen d'une dynamo dynamométrique. Une série de mesures, faites avec ces barres, nous a fait connaître des valeurs correspondantes de la puissance P absorbée par les moulinets, du nombre  $n$  de tours des moulinets, et de la puissance  $0,102 UI$  *kgm*, fournie à l'induit (1) (U étant exprimé en volts, I en ampères et 0,102 étant le coefficient de transformation des watts en kilogrammètres). Le rendement de l'appareil, c'est-à-dire le rapport entre la puissance fournie à l'induit et la puissance recueillie sur l'arbre horizontal de l'hélice, est  $\frac{P}{0,102 UI}$  ; il est représenté, en fonction de  $n$  et de UI, par les ordonnées de la figure 20. Ce diagramme donne donc, d'après les valeurs trouvées par  $n$  et UI, dans un essai d'hélice, le chiffre par lequel il faut multiplier la puissance fournie à l'induit, pour avoir la puissance absorbée par l'hélice.

Les essais d'hélice se font en observant simultanément :

1° Le nombre de tours de l'hélice, qui se lit directement sur le tachymètre surmontant la dynamo ;

(1) L'intensité du courant d'excitation du moteur est maintenue constante et a la même valeur dans les tarages que dans les essais d'hélices.

2° La vitesse du vent, par la formule  $V = \sqrt{0,95 \frac{2gh}{\delta}}$ ;

3° Le voltmètre et l'ampèremètre, qui donnent la puissance fournie à l'hélice d'après le diagramme de la figure 20;

4° La hauteur du manomètre à mercure, d'où se déduit la poussée d'après les données suivantes. La variation de 1 mm de la hauteur de mercure correspond expérimentalement à un poids de 0,284 kg, mis sur la boîte de pression des poussées; à cause de la réduction due au rapport entre les bras de levier du pointeau appuyant sur la boîte, 0,550 m, et de l'arbre de l'hélice, 1,726 m, ce poids de 0,284 kg correspond à un effort de  $\frac{0,550}{1,726} 0,284 \text{ kg} = 0,0905 \text{ kg}$ , exercé sur l'arbre de l'hélice. Ainsi, la

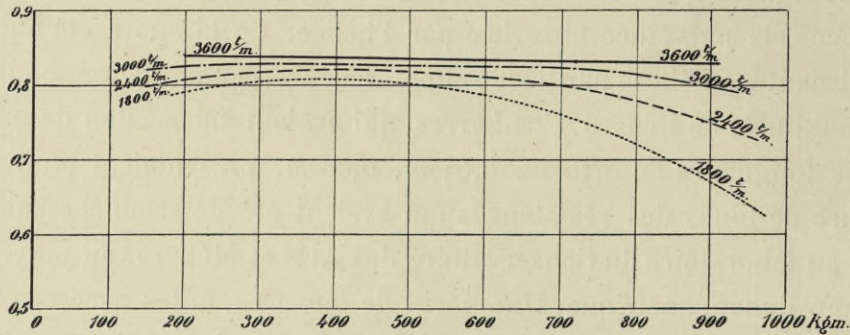


FIG. 20. — Diagramme des rendements du moteur d'hélices et de l'engrenage.

poussée est, en kg, le nombre de mm de déplacement du mercure, multiplié par 0,0905.

Pour donner un exemple, prenons les chiffres directement relevés dans une expérience :

Température : 19° ; pression : 769.

Poids spécifique  $\delta_{t,H}$ , d'après l'abaque de la page VIII :

$$\delta_{t,H} = \frac{\delta}{1,003} = \frac{1,225}{1,003} = 1,22.$$

Nombre de tours de l'hélice : 3.000 par minute, soit 50 par seconde.

Différence de pression entre la chambre et la halle : 31,2 mm.

Voltmètre : 95,0 ; ampèremètre : 68,6.

Déplacement de la colonne de mercure ; 200,2 mm.

On en déduit :

$$\text{Vitesse du vent : } V = \sqrt{0,95 \frac{2g \times 31,2}{1,22}} = 21,80.$$

Poussée :  $F = 0,0905 \times 200,2 = 18,15 \text{ kg.}$

Puissance fournie à l'induit  $0,102. 95. 68,6 = 665 \text{ kgm.}$

Rendement de l'appareil, d'après le diagramme :  $0,825.$

Puissance absorbée par l'hélice :  $665 \times 0,825 = 549 \text{ kgm.}$

Couple :  $\frac{549}{2\pi \times 50} = 1,75 \text{ m/kg.}$

Puissance fournie par l'hélice :  $FV = 18,15 \times 21,8 = 396 \text{ kgm.}$

Rendement de l'hélice :  $\frac{396}{549} = 0,72.$





## CHAPITRE II

### REPRÉSENTATIONS GRAPHIQUES APPLICABLES AUX AILES ET AUX AÉROPLANES

---

#### I. — MODIFICATIONS APPORTÉES AU TRACÉ DES POLAIRES

Parmi tous les modes de représentation possibles des résultats expérimentaux obtenus sur les ailes, celui qui consiste à prendre pour coordonnées  $K_x$  et  $K_y$  est particulièrement commode, et les courbes ainsi tracées nous ont principalement servi à établir d'une façon très simple, par superposition, des comparaisons d'une aile à l'autre ; nous avons aussi donné, dans *La Résistance de l'air et l'Aviation (1910)*, une méthode basée sur leur emploi et permettant de déterminer dans un projet d'aéroplane la forme d'ailes la plus avantageuse. Nous avons donné à ces courbes le nom de *polaires*, parce que les rayons vecteurs issus de l'origine représentent dans ces diagrammes les résultantes unitaires  $\sqrt{K_x^2 + K_y^2}$  et les angles de ce vecteur avec l'axe des  $K_y$  les angles  $\theta$  de la résultante avec la verticale.

En pratique, les polaires ainsi tracées ont cependant un inconvénient. Il arrive le plus souvent, et notamment pour les petits angles, qu'elles se rapprochent beaucoup d'une droite peu inclinée sur l'axe des  $K_y$ . La comparaison d'une aile à l'autre, par simple superposition de leurs diagrammes, est rendue de ce fait assez délicate, et nous avons pensé qu'il y avait avantage à remplacer la polaire par une autre courbe représentant les composantes  $K_x$  et  $K_y$  à des échelles différentes, en prenant par exemple pour  $K_x$  une échelle cinq fois plus grande que pour  $K_y$ .

Nous continuerons également à faire figurer sur la courbe les angles  $i$  d'incidence. Toutefois, dans ce nouveau mode de représentation, le rayon vecteur issu de l'origine et joignant un point quelconque de la courbe ne

représente plus en grandeur la résultante, et son inclinaison sur l'axe des  $K_y$ , l'angle  $\theta$ . Mais il y a lieu de remarquer que pour les ailes aux incidences habituelles du vol, la résultante unitaire diffère très peu en grandeur de la sustentation  $K_y$  et peut être pratiquement confondue avec cette dernière. Quant à la tangente de l'angle  $\theta$ , elle représente le rapport  $\frac{K_x}{K_y}$  presque caractéristique d'une aile; aussi ne peut-on pas se

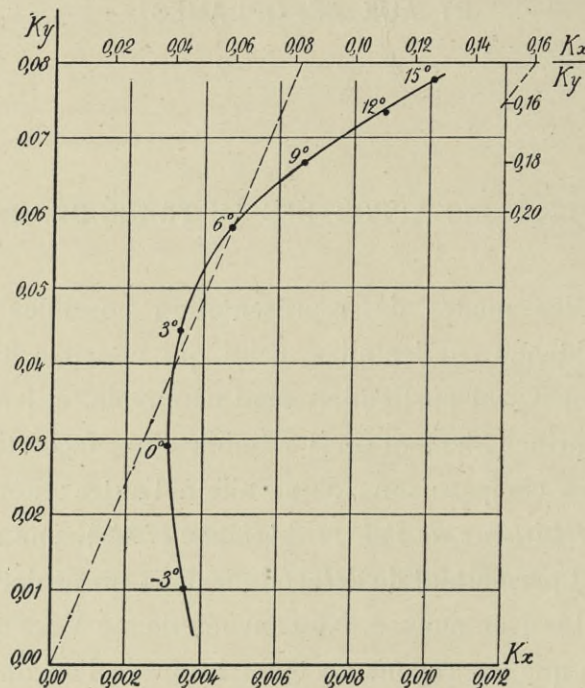


FIG. 21. — Tracé nouveau des polaires. Aile n° 31.

dispenser de la représenter. Il convenait donc de compléter le nouveau diagramme  $K_x, K_y$  par une échelle donnant le rapport  $\frac{K_x}{K_y}$ . La figure 21 donne, dans le nouveau mode de représentation, un exemple des résultats d'essai d'une aile (aile n° 31).

L'échelle auxiliaire des  $\frac{K_x}{K_y}$  est en haut du diagramme; elle est parallèle à l'échelle des  $K_x$ . Elle se trace très facilement. Sur le diagramme de la figure 21, cette parallèle est la droite  $K_y = 0,08$ . Supposons que nous voulions marquer le point  $\frac{K_x}{K_y} = 0,10$ . Comme  $K_y = 0,08$ , on a

$K_x = 0,08 \times 0,1 = 0,008$ . Le point  $\frac{K_x}{K_y} = 0,10$  est donc, sur cette parallèle, à une distance de  $K_y$  mesurée par  $K_x = 0,008$  (1). Les divisions 0,02, 0,04, 0,06..., sont équidistantes. L'usage de cette échelle est très simple. En prolongeant par exemple le rayon vecteur qui joint l'origine ou pôle au point  $6^\circ$ , on coupe l'échelle des  $\frac{K_x}{K_y}$  au point 0,082, qui est la valeur de  $\frac{K_x}{K_y}$  pour  $6^\circ$ . Le  $\frac{K_x}{K_y}$  minimum est donné par le rayon vecteur tangent à la courbe. Pour ces raisons, nous conserverons à ces nouvelles courbes le nom de polaires, pour les distinguer des courbes habituelles dans lesquelles on représente les composantes en fonction de l'incidence.

## II. — FAISCEAUX DE RÉSULTANTES

### § 1. — Tracé des faisceaux.

Nous avons décrit sommairement (p. 29) la façon de déterminer la position des résultantes : nous allons donner une application pratique et détaillée du tracé du faisceau, en raison du rôle capital que joue la position de la résultante dans l'équilibre de l'aéroplane.

Comme il serait peu clair de représenter les ailes ou les appareils dans leurs différentes positions par rapport au vent, nous supposons, dans le tracé de nos faisceaux de résultantes, que l'appareil reste fixe et que c'est le vent qui s'incline.

Etant donnée une surface  $S$  (fig. 22), dont la corde fait avec le vent un angle  $i$ , la résultante  $R$  fait avec la verticale, c'est-à-dire avec la normale au vent, un angle  $\theta$  (tel que  $tg\theta = \frac{R_x}{R_y}$ ) que font connaître nos

(1) Pour les fortes valeurs de  $\frac{K_x}{K_y}$ , les points peuvent tomber trop à droite du diagramme. Dans ce cas, il est commode de les repérer sur une parallèle à l'axe des  $K_y$ , comme nous l'avons fait pour  $\frac{K_x}{K_y} = 0,16, 0,18$  et  $0,20$ .

mesures. Comme pour chaque incidence, la direction du vent varie sur nos diagrammes, cette normale au vent tourne, et il est plus commode pour

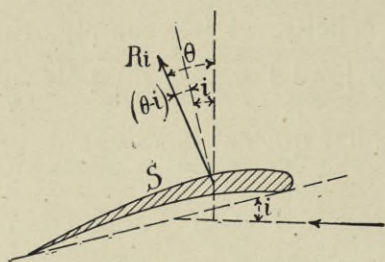


FIG. 22.

les tracés de considérer l'angle  $\theta - i$  que fait cette même résultante avec la normale à la corde qui est une droite fixe de l'épure, — ou, d'une manière générale, la normale à la droite qui nous sert à définir l'inclinaison d'un appareil dans le vent.

D'autre part on mesure, par le dispositif de la figure 15, le point de rencontre de cette résultante avec une ligne liée invariablement à l'appareil, que dorénavant, pour plus de commodité, nous appellerons la droite D. Cette

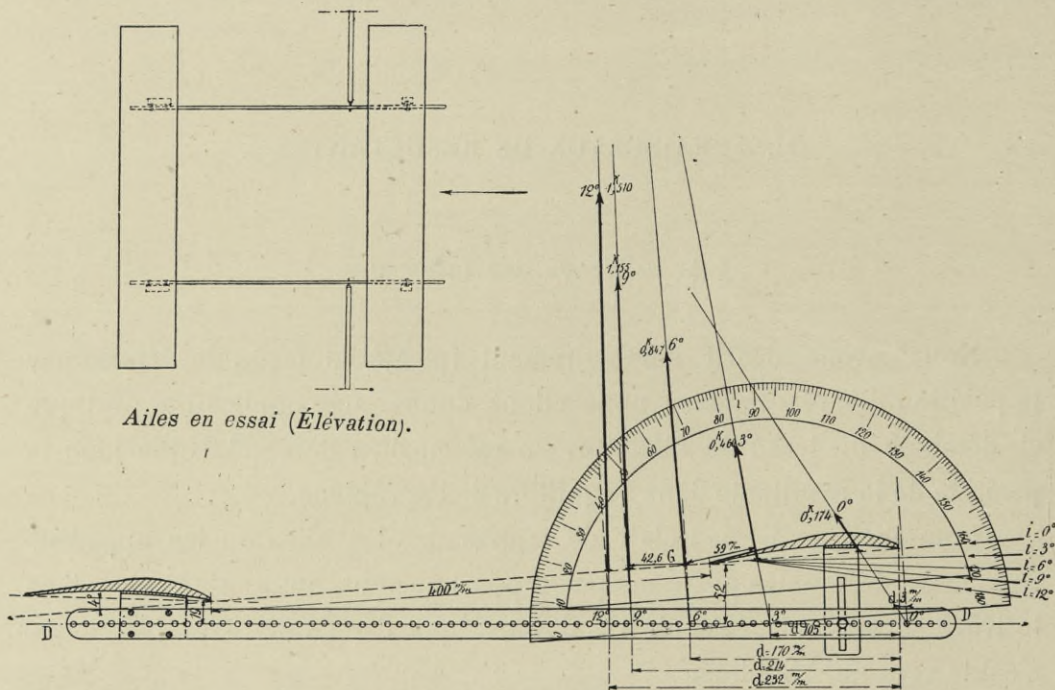


FIG. 23. — Exemple du tracé des résultantes sur deux ailes en tandem.

ligne est le lieu des centres des trous de la barrette dont nous avons parlé page 29. On a donc tous les éléments pour tracer la résultante.

*Exemple d'application.* — Considérons le cas de deux ailes de  $90 \times 15$  cm, placées en tandem, c'est-à-dire à la suite l'une de l'autre, écartées de 40 cm et décalées de  $4^\circ$  (fig. 23). La droite D passe à 52 mm au-

dessous du bord de sortie de l'aile avant, et à 19 mm au-dessous du bord d'attaque de l'aile arrière.

Les essais ont donné les résultats suivants, que l'on retrouvera d'ailleurs dans les tableaux de l'Atlas. Les distances  $d$  sont les distances comprises entre le bord d'attaque de l'aile avant et l'intersection de la résultante avec la droite  $D$ , et les angles  $i$  sont ceux de la corde de cette aile sur la direction du vent relatif.

	EN AVANT du bord d'attaque	EN ARRIÈRE DU BORD D'ATTAQUE							
$d$ . . .	6 mm	24 mm	54 mm	94 mm	124 mm	154 mm	184 mm	214 mm	234 mm
$i$ . . .	— 0°,2	0°,5	1°,2	2°,2	3°,6	5°,2	6°,8	9°,0	12°,6

D'autre part, les essais à la balance ont donné les résultats suivants :

INCLINAISONS $i$ de la corde de l'aile AV	0°	3°	6°	9°	12°
$R_x$ (gr/10 m/sec) . . . . .	83	79,5	101	136	193
$R_y$ (gr/10 m/sec) . . . . .	153	453	840	1.146	1.500
$\frac{R_x}{R_y} = \text{tg } \theta$ . . . . .	0,540	0,175	0,120	0,118	0,128
$\theta$ . . . . .	28°,4	9°,9	6°,8	6°,7	7°,3

Au moyen d'une courbe auxiliaire reliant les valeurs de  $d$  en fonction de  $i$  (fig. 23 bis), on relève les distances  $d$  correspondant aux angles 0°, 3° . . . , 12° des essais à la balance. On porte ces distances sur la droite  $D$  (fig. 23), à partir du point qui a servi d'origine pour compter les  $d$ . En chacun des points obtenus, il suffit de placer, comme l'indique la figure, un rapporteur dont la ligne 0° — 180° est parallèle à la droite prise pour origine des incidences, puis de tracer le rayon passant par l'angle 90° — ( $\theta$  —  $i$ ) du rapporteur. Ce rayon représente

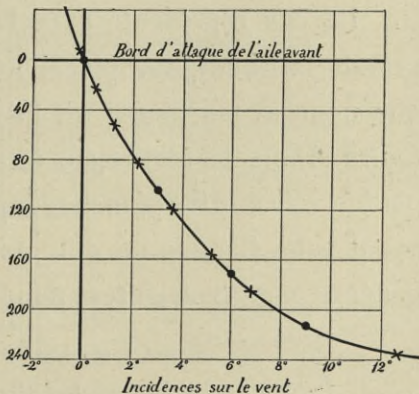


FIG. 23 bis.

la ligne d'action de la résultante. Quant à la grandeur de cette dernière, elle est donnée par  $\frac{R_y}{\cos \theta}$ .

Pour l'incidence de  $3^\circ$ , par exemple, — à laquelle correspond la position du rapporteur dans la figure 23, — on lit  $d = 105$  sur la figure 23 bis; d'ailleurs  $\theta - i = 9^\circ 9' - 3^\circ = 6^\circ 9'$ . On pose le rapporteur, le centre étant au point  $d = 105$  et la ligne  $0^\circ - 180^\circ$  étant parallèle à la corde de l'aile avant, puis on repère le point  $90^\circ - 6^\circ 9' = 83^\circ 1'$ , qui est le second point de la résultante. Celle-ci a d'ailleurs pour valeur  $R = \frac{453}{\cos 9^\circ 9'} = \frac{453}{0,985} = 460$ .

On peut appliquer la résultante en un point quelconque de sa direction. Sur l'épure de l'exemple, on a compté les R à partir de la corde de l'aile avant. On peut ainsi tracer très facilement les faisceaux des résultantes.

## § 2. — Applications.

*Équilibre de l'aéroplane.* — Cette détermination sert surtout, dans un projet d'aéroplane, à fixer la position du centre de gravité. Il est évident, en effet, que quand l'équilibre est établi, la verticale du centre de gravité passe par le point de rencontre de la résultante R et de la traction de l'hélice. En d'autres termes, l'intersection de la verticale passant par le centre de gravité et de l'axe de l'hélice est un point de la résultante (1) : l'incidence de vol est donc l'incidence par laquelle la résultante passe par ce point d'intersection.

Le cas représenté dans la figure 23 semble montrer que l'on a une grande latitude pour placer le centre de gravité ; mais il faut remarquer que nous avons choisi un faisceau très étalé pour rendre plus claire la figure. Dans la réalité, le faisceau est beaucoup plus étroit, comme on peut le voir sur les planches représentant nos essais de modèles d'appareils ayant volé. Comme on doit prendre l'incidence de vol dans des limites généralement restreintes, pour avoir à la fois une valeur suffisante de la

(1) La courbe enveloppe des résultantes est ce qu'on appelle la courbe *métacentrique* et la condition que nous venons d'énoncer équivaut à celle-ci que, par le point d'intersection de la verticale du centre de gravité et de la traction de l'hélice, on doit pouvoir mener une tangente à cette courbe métacentrique.

sustension  $R$  et une faible valeur du rapport  $\frac{R_x}{R_y}$ , la position que peut occuper le centre de gravité est comprise dans une région encore plus étroite, réserve faite pour l'action du gouvernail de profondeur, dont la manœuvre entraîne un déplacement du faisceau, ainsi qu'il sera montré plus loin. Il est à peu près nécessaire de connaître cette région avant de construire l'appareil; et cela d'autant plus qu'il arrive parfois de trouver, dans l'essai d'un modèle, que la construction de l'appareil projeté ne

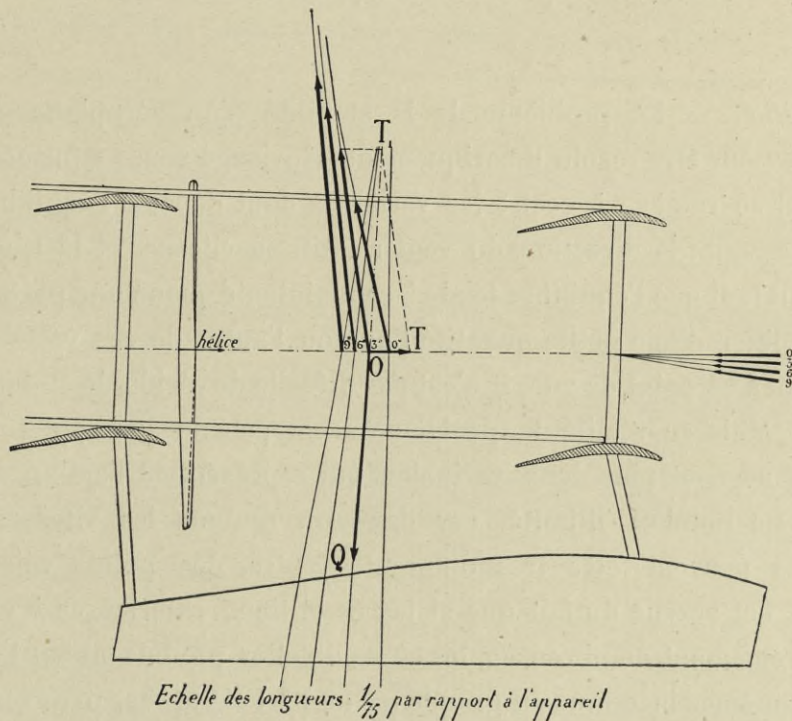


FIG. 24. — Position des résultantes dans le modèle du biplan Jeanson-Colliex.

permettrait pas de mettre le centre de gravité dans la zone convenable. En outre, pour peu qu'un appareil ait une forme nouvelle, il est assez aléatoire de donner autrement que par l'essai d'un modèle des indications sur la position des résultantes.

Comme exemple de la façon dont se pose la question de la détermination du centre de gravité, nous considérerons le biplan en tandem Jeanson-Colliex dont il sera parlé plus loin.

Sur l'épure du modèle (fig. 24), nous avons figuré en position l'hélice et les résultantes pour  $0^\circ$ ,  $3^\circ$ ,  $6^\circ$  et  $9^\circ$ . Pour chacun des points d'intersection



de la résultante et de la traction de l'hélice, menons des perpendiculaires aux directions du vent, marquées par les flèches  $i = 0^\circ$ ,  $i = 3^\circ \dots$ , etc. C'est sur ces droites que pour l'incidence correspondante devra être placé le centre de gravité.

Il est bien entendu que les trois longueurs représentant la résultante, la traction de l'hélice et le poids devront, pour l'équilibre, constituer un triangle fermé.

Telles sont les considérations très simples qui déterminent, en vol normal, les conditions d'équilibre d'un appareil.

*Stabilité.* — Le problème de la stabilité d'un aéroplane est trop complexe pour être résolu théoriquement. Envisagé sous sa forme la plus simple, il se ramène à ceci : les variables dont dépend l'équilibre d'un aéroplane sont : la direction du vent relatif, sa vitesse, et la traction de l'hélice : il faut que l'équilibre tende à se maintenir quand une perturbation vient modifier d'une petite quantité l'une ou l'autre de ces variables. En se mettant à ce point de vue, il n'est pas difficile de vérifier la stabilité d'un appareil. Mais en réalité le problème n'est pas aussi simple : en air agité, ce ne sont plus deux variables qui représentent l'action du vent ; il y en a un nombre illimité, car dans un remous les vitesses et les directions peuvent être très différentes entre des points voisins. La difficulté est accrue du fait que si les conditions extérieures à examiner sont extrêmement nombreuses, les effets qu'elles produisent sur l'appareil sont eux-mêmes inconnus en grande partie : tel est le cas, par exemple, de l'action du vent latéral. Enfin, il faudrait considérer non pas seulement une perturbation isolée, mais toute une suite de perturbations, pour chacune desquelles l'appareil aurait son état déterminé par celles qui ont précédé et par ses propres réactions, résultant tant de son inertie que de la manœuvre de ses organes de stabilisation. La pratique peut seule, par un perfectionnement graduel des réflexes des pilotes, résoudre un problème qui présente à la théorie des obstacles aussi insurmontables.

Mais, précisément parce que le pilote doit réaliser la stabilité en air agité, il est indispensable, pour réduire sa fatigue musculaire et nerveuse, de rechercher la stabilité automatique en air calme. Celle-ci peut être obtenue par la forme même de l'appareil, et ce moyen présente sur les

autres cet avantage indiscutable, d'être plus simple, plus sûr et mieux à l'abri des ratés de fonctionnement. Il faut, bien entendu, que la stabilité ne soit pas tellement forte qu'elle rende impossibles ou trop pénibles les manœuvres volontaires.

A ce sujet, nous nous bornerons à quelques indications relatives à la stabilité longitudinale en air calme.

Le faisceau des résultantes donne immédiatement la condition de stabilité longitudinale dans le cas particulier où l'on suppose que seule l'incidence de l'appareil vient à subir une petite variation assez brusque pour que, pendant la durée de cette variation, la vitesse de vol ne soit pas modifiée.

Deux hypothèses sont à envisager suivant que la traction de l'hélice passe ou non par le centre de gravité.

Dans le premier cas, l'équilibre exige que la résultante passe aussi par ce point. Dans la figure 25 par exemple, où le centre de gravité est en G et, où, par suite, l'incidence de vol est de 6°, on voit que si, pour une raison quelconque, l'incidence devient 3°, le couple dû à la nouvelle résultante tend à redresser l'appareil en augmentant son incidence, c'est-à-dire à maintenir la stabilité. Il en serait évidemment de même si l'incidence augmentait et passait à 9° par exemple : le couple de la nouvelle résultante tendrait alors à réduire l'incidence.

Si, au contraire, le centre de gravité se trouvait en G', ou en G dans la figure 26, pour laquelle le déplacement des résultantes se fait d'une façon inverse de la marche précédente, il y aurait instabilité.

Il suit de là qu'on peut, en résumé, appliquer cette règle : il y a stabilité si, pour de petites oscillations autour de la position d'équilibre, les résultantes qui passent en avant du centre de gravité correspondent à une diminution d'incidence; dans le cas contraire, l'appareil est instable.

Cette règle ne s'applique plus quand le centre de gravité n'est pas sur l'axe de l'hélice. Soient R (fig. 27) la résultante correspondant à l'angle de vol, que nous appellerons  $i$ , et R' la résultante correspondant à une incidence  $i'$  voisine de  $i$ . Le centre de gravité G peut occuper toute position pour laquelle le moment de R par rapport à G est égal et de signe contraire au moment de l'effort de l'hélice. Cherchons le lieu de G tel que, si la



FIG. 25.

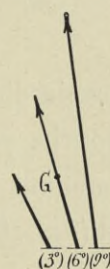


FIG. 26.

résultante des efforts de l'air passe de  $R$  en  $R'$ , l'équilibre soit conservé : ce lieu correspondra à l'équilibre indifférent, et il séparera les régions correspondant respectivement à la stabilité et à l'instabilité.

La condition est évidemment que le moment de  $R'$  par rapport à  $G$  soit égal à celui de  $R$ , c'est-à-dire que les triangles ayant pour sommet commun  $G$  et pour bases  $R$  et  $R'$ , qu'on peut supposer transportés en  $M'$ , aient des surfaces égales : on voit alors que les extrémités de  $R$  et de  $R'$  doivent être sur une même parallèle à  $GM'$ . Autrement dit, si on porte à

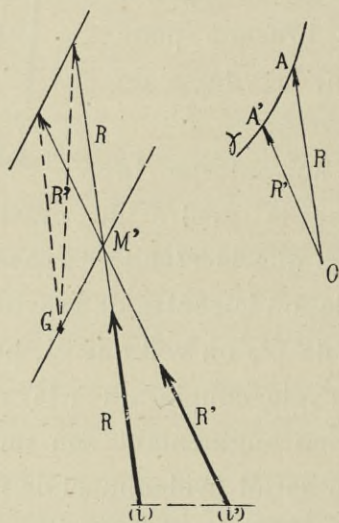


FIG. 27.

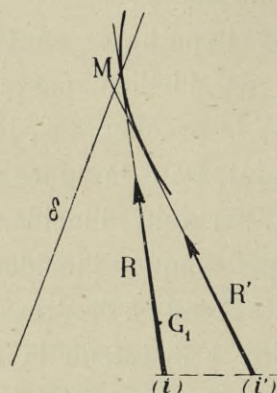


FIG. 28.

partir d'un point  $O$  les résultantes du faisceau, et si on marque, sur la courbe  $\gamma$  qui relie les extrémités des résultantes, les points  $A$  et  $A'$  correspondant à  $i$  et  $i'$ ,  $GM'$  devra être parallèle à  $AA'$ . Quand  $R'$  se confond avec  $R$  (fig. 28),  $M'$  devient le métacentre  $M$ , et le lieu de  $G$ , pour l'équilibre indifférent, devient la droite  $\delta$  menée par le métacentre parallèlement à la tangente au point  $A$  de  $\gamma$  (1).

Il y a stabilité si le centre de gravité est d'un côté de cette droite  $\delta$ , et instabilité s'il est de l'autre côté. Pour voir quel côté correspond à la stabilité, il suffit de supposer un instant le centre de gravité au point d'inter-

(1) M. le C<sup>nc</sup> L. Meynier a indiqué la même règle. (V. *Technique Aéronautique* du 15 juillet 1913).

Cette règle est du reste très rarement applicable, parce qu'en général le centre de gravité ne s'éloigne pas suffisamment de l'axe de l'hélice, et par conséquent de  $R$ , pour que cette construction donne des résultats très différents de ceux fournis par la règle simple du premier cas envisagé.

section de R et de la traction de l'hélice, et d'appliquer la règle précédemment indiquée pour ce cas : supposons, par exemple, que le centre de gravité soit en  $G_1$ , et que  $i'$  soit inférieur à  $i$  : le point  $G_1$ , et par suite toute la région à droite de  $\delta$ , correspondra à la stabilité, et la région à gauche de  $\delta$  à l'instabilité.

*Grandeur des moments de stabilité.* — Le moment stabilisateur est d'autant plus important que le faisceau des résultantes est plus étalé et que les résultantes elles-mêmes sont plus fortes. Calculons ce moment stabilisateur pour l'exemple de la figure 23, en supposant que le centre de gravité est sur la résultante de  $6^\circ$  au niveau de la corde de l'aile avant, et que l'incidence passe de  $6^\circ$  à  $3^\circ$ .

La résultante à  $3^\circ$ , ramenée à la vitesse unitaire de  $10\ m$ , est de  $0,460\ kg$ , et son bras de levier, par rapport au centre de gravité, est  $0,059\ m$ ; le moment stabilisateur serait donc :  $0,460 \times 0,059 = 0,0272\ m/kg$ .

Quand l'incidence passe de  $6^\circ$  à  $9^\circ$ , la résultante devient  $1,155\ kg$  et le bras de levier  $0,0426\ m$ , de sorte que le moment stabilisateur, c'est-à-dire :

$$1,155 \times 0,0426 = 0,0492\ m/kg,$$

serait près du double du précédent. Ainsi, un appareil comprenant ces deux surfaces en tandem, serait beaucoup plus stable dans le cabrage que dans l'engagement.

Observons qu'avec un appareil dix fois plus grand et une vitesse de  $30\ m$ , ces couples stabilisateurs seraient respectivement :

$$0,0272 \times 10^2 \times \left(\frac{30}{10}\right)^2 \times 10 = 245\ m/kg$$

et

$$0,0492 \times 10^2 \times \left(\frac{30}{10}\right)^2 \times 10 = 443\ m/kg.$$

Ces valeurs seraient trop importantes en pratique, et l'appareil ainsi constitué ne serait pas maniable. Sur les appareils effectuant des vols, le moment de stabilité est ordinairement dix fois plus faible.

*Vol plané.* — La connaissance du faisceau des résultantes et de la position du centre de gravité donne des renseignements immédiats sur les caractéristiques du vol plané.

En effet, dans le vol plané, la traction de l'hélice étant nulle, la réaction de l'air est directement opposée au poids. L'incidence de vol sera donc celle pour laquelle la résultante passe par le centre de gravité. Pour un planeur, tel que celui représenté figure 23, qui aurait son centre de gravité en G, cette incidence serait 6°.

Mais, si l'appareil volait horizontalement sous l'incidence de 6°, la résultante ferait l'angle  $\theta$  avec la verticale. Pour que cette résultante soit directement opposée au poids, il faut que l'appareil s'incline de cet angle  $\theta$ .  $\theta$  sera ainsi l'angle de pente de la trajectoire. Pour le planeur de la figure 23, cet angle serait 6°8 (voir tableau page 45).

Enfin, la connaissance de la grandeur de R donne la vitesse le long de la trajectoire; sur la figure 23, on a pour 6°, à 10 *m/sec* :  $R = 0,847 \text{ kg}$ .

Un appareil dix fois plus grand donnerait  $R = 84,7 \text{ kg}$ . Si cet appareil pesait 500 *kg*, la vitesse serait donnée par

$$\frac{500}{84,7} = \left(\frac{V}{10}\right)^2, \text{ d'où } V = 24,30 \text{ m/sec.}$$

Quant à la vitesse verticale de vol plané, elle serait :

$$V \operatorname{tg} \theta = 24,30 \times \operatorname{tg} 6^{\circ},8 = 2,90 \text{ m/sec.}$$

En pratique, la manœuvre du gouvernail de profondeur déplace le faisceau, et permet de faire passer par le centre de gravité une résultante à peu près quelconque. L'angle minimum de planement d'un appareil est alors celui qui correspond au minimum du rapport  $\frac{R_x}{R_y} = \operatorname{tg} \theta$  de cet appareil.

### III. — POLAIRES LOGARITHMIQUES

#### § 1. — Principe de la méthode.

Les polaires, dont nous nous servons d'ordinaire pour résumer les résultats de nos essais d'ailes, sont encore utiles pour représenter les efforts subis par les modèles d'aéroplanes, ou les aéroplanes en grandeur.

Toutefois, la transformation suivante les rend plus commodes pour l'étude des propriétés de ces appareils.

Considérons un aéroplane, et appelons  $R_x$  la composante unitaire de la résistance de l'air dans le sens du mouvement relatif, et  $R_y$  la composante dans le sens perpendiculaire. Nous allons voir que si l'on construit la polaire en prenant pour abscisses et pour ordonnées, non plus  $R_x$  et  $R_y$ , mais les logarithmes de ces quantités, comme me l'a proposé M. Rith, ingénieur de mon laboratoire, la courbe obtenue représente très simplement les valeurs corrélatives du poids, de la puissance utile, de la vitesse et de l'angle d'incidence de l'aéroplane en vol horizontal (1).

Ces courbes, que nous appellerons *polaires logarithmiques*, sont donc applicables spécialement à l'étude des aéroplanes, tandis que les polaires ordinaires le sont à l'étude des ailes. En substituant des tracés à des calculs, elles présentent tous les avantages des méthodes graphiques : 1° les solutions sont plus rapides que par le calcul, et les erreurs s'y introduisent moins facilement ; 2° on peut résoudre immédiatement des problèmes qui exigeraient, avec le procédé ordinaire, une série de calculs destinés à établir des interpolations ou des courbes auxiliaires ; 3° en même temps qu'on trouve la solution numérique d'un problème, on se fait une idée approchée de l'influence de variations des différents facteurs : cette influence, qu'il est nécessaire de connaître pour comprendre vraiment les questions, est rendue évidente par la méthode graphique, tandis que les calculs ne la donnent que par des procédés longs et pénibles.

Les polaires logarithmiques peuvent être tracées en remplaçant le décimètre, qui sert pour les polaires ordinaires, par l'échelle d'une règle à calcul. Leur allure est donc à peu près celle des polaires ordinaires ; elle est, en pratique, très régulière et toujours la même pour les différents appareils, comme on le voit par les figures du chapitre VI. Cette remarque justifie les conclusions générales que nous tirerons de la forme de ces courbes.

Pour construire les polaires logarithmiques, il faut évidemment avoir les valeurs de  $R_x$  et  $R_y$ , nécessaires d'ailleurs à toute étude du fonctionnement d'un aéroplane. Pratiquement, on ne peut obtenir ces valeurs, dans des limites suffisamment larges de l'angle d'attaque, que par l'essai d'un

(1) On sait que nous appelons angle d'incidence  $i$  d'un appareil l'angle que forme, avec la direction du vent relatif, une droite reliée invariablement à l'appareil. Pour cette droite qui, en principe, est arbitraire, nous prenons généralement la droite doublement tangente à la partie inférieure de la voilure principale, près du fuselage.

modèle. Nous partirons donc, dans les applications que nous ferons, des coefficients  $R_x$  et  $R_y$  que nous avons trouvés avec nos modèles. Nous aurons des nombres du même ordre pour  $R_x$  et  $R_Y$  que pour  $R_x$  et  $R_y$ , en convenant de rapporter  $R_x$  et  $R_Y$  à la vitesse de 1 m par seconde, au lieu de 10 m comme nous l'avons fait pour  $R_x$  et  $R_y$  (1); si, en effet,  $\frac{1}{\lambda}$  désigne l'échelle de construction du modèle, on aura, en adoptant le principe de similitude :

$$R_x = \lambda^2 \frac{R_x}{100} \quad R_Y = \lambda^2 \frac{R_y}{100},$$

de manière que  $R_x$  et  $R_Y$  seront égaux à  $R_x$  et  $R_y$  quand le modèle sera au dixième, ce qui est le cas le plus ordinaire. Il est vrai que le principe de similitude n'est qu'approché, et que certains facteurs de correction, d'ailleurs vraisemblablement très faibles, devraient être introduits pour passer de  $R_x, R_y$  à  $R_x, R_Y$ . N'ayant pas la valeur exacte de cette correction, nous ne l'introduirons pas : quoi qu'il en soit, il est certain qu'elle ne changerait rien, ni à la méthode que nous allons indiquer, ni à l'allure des polaires, ni aux conséquences qu'on en peut déduire sur la marche des phénomènes.

La puissance utile  $P$  absorbée par l'appareil, son poids  $Q$  et sa vitesse  $V$  sont reliés à  $R_x$  et  $R_Y$  par les relations :

$$\begin{aligned} P &= R_x V^3 \quad (2) \\ Q &= R_Y V^2 \end{aligned}$$

Prenons les logarithmes :

$$\begin{aligned} \text{Log } R_x &= \text{log } P - 3 \text{ log } V, \\ \text{Log } R_Y &= \text{log } Q - 2 \text{ log } V. \end{aligned}$$

Ces équations montrent qu'on peut regarder l'abscisse  $\text{Log } R_x$  d'un point de la polaire logarithmique comme formée des deux segments  $\text{Log } P$  et  $- 3 \text{ Log } V$ , et l'ordonnée  $\text{Log } R_Y$ , comme formée des deux segments  $\text{Log } Q$  et  $- 2 \text{ Log } V$  (fig. 29). La résultante des deux segments  $- 3 \text{ Log } V$  et  $- 2 \text{ Log } V$  a une direction constante et reste proportionnelle à  $\text{Log } V$  :

(1) Les valeurs de  $R_x, R_y$  pour le modèle,  $R_x, R_Y$  pour l'appareil, sont exprimées en *kg*.

(2) Si  $P_m$  désigne la puissance développée par le moteur et  $\rho$  le rendement de l'hélice, on a aussi  $P = \rho P_m$ .

son coefficient angulaire est en effet  $\frac{2}{3}$ , et sa longueur est, en supposant les axes rectangulaires,  $\sqrt{3^2+2^2} \text{ Log V}$  ou  $\sqrt{13} \text{ Log V}$ . Ainsi, on peut passer de l'origine à un point de la courbe en portant bout à bout trois segments de directions connues et respectivement proportionnels à  $\text{Log P}$ ,  $\text{Log V}$ ,  $\text{Log Q}$ .

Menons donc (fig. 29 bis), à partir de l'origine, trois échelles parallèles aux axes et au segment résultant des  $V$ , et portant respectivement en des points dont les distances à l'origine sont  $\text{Log P}$ ,  $\text{Log Q}$  et  $\sqrt{13} \text{ Log V}$

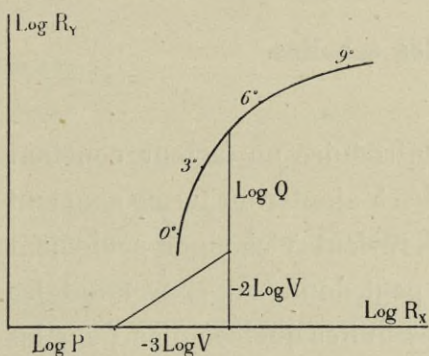


FIG. 29.

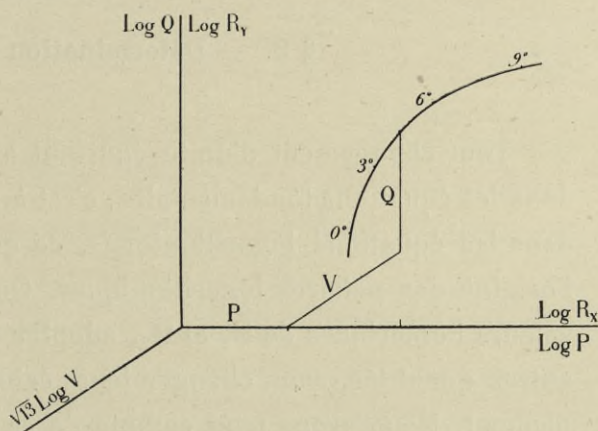


FIG. 29 bis.

$\text{Log V}$  (1), l'indication des valeurs correspondantes de  $P$ ,  $Q$  et  $V$ . Les équations précédentes expriment qu'une ligne brisée, partant de l'origine et formée de trois segments représentant, d'après les échelles, un système de valeurs de  $P$ ,  $Q$  et  $V$  compatible avec l'appareil, se projettera sur les axes suivant les mêmes longueurs que les coordonnées d'un point de la polaire logarithmique : c'est-à-dire que cette ligne brisée se terminera sur la polaire. Il est évident que cette condition est nécessaire et suffisante.

En résumé, toute ligne brisée formée de trois segments parallèles aux échelles, et partant de l'origine pour aboutir à la polaire, représentera un ensemble de valeurs corrélatives des variables  $P$ ,  $Q$  et  $V$ (2). De plus, le

(1) Comme  $\text{Log V}$  est affecté du signe  $-$  dans les deux équations, il faudra que les valeurs croissantes de  $\sqrt{13} \text{ Log V}$  se projettent suivant des valeurs décroissantes des abscisses et des ordonnées.

(2) Il est évidemment facile de généraliser ce procédé. Considérons le système :

$$\begin{aligned} am + bn + \dots &= x, \\ a'm + b'n + \dots &= y, \end{aligned}$$

où  $a, a', b, b', \dots$  sont des coefficients constants et connus,  $m, n, \dots$  des grandeurs variables,



point de rencontre avec la polaire donnera l'angle d'attaque  $i$ , pourvu qu'on ait marqué sur la polaire logarithmique, comme sur les polaires ordinaires, les angles d'incidence.

Un des avantages de ce tracé est qu'il peut se faire dans un ordre quelconque, en sorte que dans chaque cas particulier, on construira la ligne brisée, à partir de l'origine, en commençant par les quantités qu'on se donne : la solution du problème sera presque toujours immédiate.

### § 2. — Détermination des échelles.

Tout changement d'unité équivaut à introduire un facteur constant dans les équations fondamentales, c'est-à-dire à ajouter un terme constant dans les équations logarithmiques, ce qui revient à changer seulement l'origine des polaires logarithmiques. On peut donc, en conservant les valeurs numériques de  $R_x$  et  $R_y$ , adopter des unités quelconques pour les autres quantités, sans changer leurs échelles, mais en les décalant simplement. Nous avons tenu compte de ce fait pour rendre le diagramme plus pratique, d'une part en réduisant les échelles à leur partie utile, d'autre part en exprimant  $P$  en chevaux et  $V$  en kilomètres par heure.

Enfin, nous prenons l'origine des segments représentant  $V$  au point mesurant  $100 \text{ km/h}$ . Ainsi, le segment représentant  $V$  est nul pour la vitesse de  $100 \text{ km/h}$ , qui est aujourd'hui la vitesse moyenne des aéroplanes, et la polaire logarithmique se trouve indiquer directement les valeurs corrélatives du poids et de la puissance avec lesquels l'appareil prend la vitesse de  $100 \text{ km/h}$ , ainsi que les incidences correspondantes. Elle donne ainsi une première façon de caractériser, d'une manière très simple et immé-

et  $x$  et  $y$  des fonctions connues d'une variable indépendante. Supposons tracée la courbe  $C$  de  $y$  en fonction de  $x$ , et convenons de représenter les grandeurs  $m$  par un segment dont les projections sur les axes soient respectivement  $am$  et  $a'm$  : il suffit pour cela que ce segment ait pour coefficient angulaire  $\frac{a'}{a}$ , et que l'unité de  $m$  soit représentée par  $\sqrt{a^2 + a'^2}$ . Faisons pour les autres variables la convention analogue. Les équations expriment alors que la ligne brisée  $m, n, \dots$  a pour projections sur les axes les coordonnées  $x, y$  d'un point de la courbe  $C$ , c'est-à-dire que cette ligne brisée, commencée à l'origine des coordonnées, se termine sur la courbe  $C$ .

diatée, l'aéroplane qu'elle représente. Par exemple, la polaire de l'appareil Dorand (fig. 30), montre que cet appareil pourrait voler à 100 km/h

avec	P = 98 chevaux,	Q = 940 kg,	i = 2°
ou avec	P = 107 —	Q = 1.260 —	i = 4°
ou avec	P = 122 —	Q = 1.580 —	i = 6°, etc.

Pour déterminer les positions des échelles de P et Q par rapport à celles de R<sub>x</sub> et R<sub>y</sub>, il suffit d'écrire que, pour la vitesse de 100 km/h

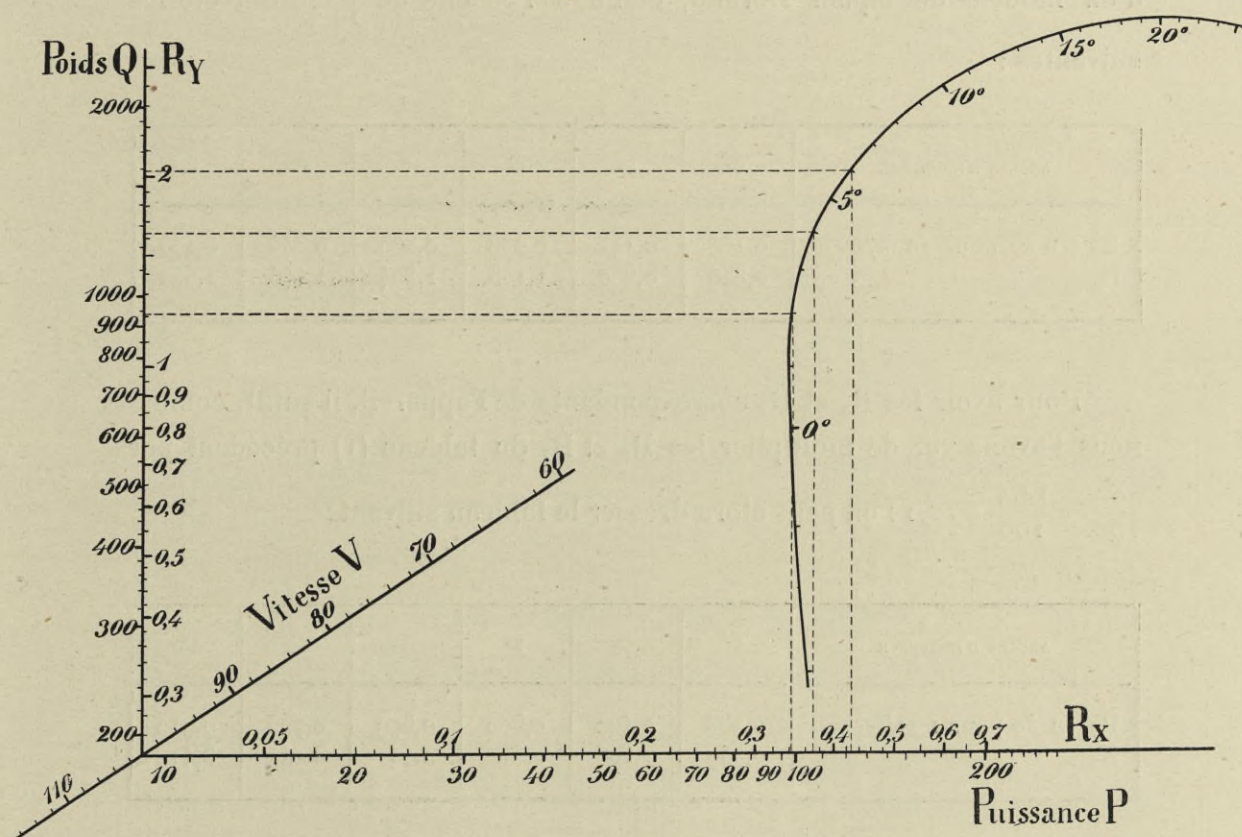


FIG. 30. — Polaire logarithmique de l'appareil Dorand.

= 27,78 m/sec (vitesse qu'il faut évaluer en mètres par seconde dans les équations telles que nous les avons établies), la polaire a pour valeurs de ses coordonnées R<sub>x</sub> et R<sub>y</sub> celles de P et Q, c'est-à-dire que l'on doit avoir, puisque P est désormais exprimé en chevaux :

$$75P = R_x \overline{27,78^3} \quad Q = R_y \overline{27,78^2}$$

d'où, en prenant, par exemple,  $P = 100$  et  $Q = 1.000$  :

$$R_x = 0,3499 \text{ et } R_y = 1,296.$$

On doit donc tracer les échelles de  $P$  et  $Q$  en faisant coïncider  $P = 100$  avec  $R_x = 0,3499$  et  $Q = 1.000$  avec  $R_y = 1,296$ .

*Exemple d'application.* — Les résistances unitaires trouvées dans l'essai d'un modèle de biplan Dorand, établi à l'échelle de  $\frac{1}{14,5}$ , ont été les suivantes :

ANGLES D'INCIDENCE	0°	5°	8°	10°	12°	15°
$R_x$ (en kg pour 10 m/sec) . .	0,168	0,191	0,238	0,285	0,346	0,433
$R_y$ —	0,356	0,860	1,135	1,304	1,446	1,620

Pour avoir les  $R_x$  et  $R_y$  correspondants de l'appareil, il suffit, comme nous l'avons vu, de multiplier les  $R_x$  et  $R_y$  du tableau (1) précédent par  $\frac{\lambda^2}{100} = \frac{14,5^2}{100} = 2,1$  : on peut alors dresser le tableau suivant :

ANGLES D'INCIDENCE	0°	5°	8°	10°	12°	15°
$R_x$ (en kg pour 1 m/sec) . . .	0,353	0,402	0,500	0,599	0,726	0,912
$R_y$ —	0,749	1,808	2,39	2,74	3,04	3,41

#### REMARQUES :

1° *Sur la lecture des valeurs des segments.* — Pour lire sur les échelles la valeur des segments d'une ligne brisée — ou pour construire correctement

(1) Nous verrons tout à l'heure comment on peut tracer directement la polaire d'après les chiffres d'expériences (note de la page 60).

une telle ligne —, il est commode d'observer la règle suivante : supposons qu'on suive la ligne brisée à partir de l'origine jusqu'à la polaire, le sens dans lequel on parcourt chaque segment est le sens dans lequel on doit placer ce segment, à partir de l'origine, sur l'échelle correspondante, pour avoir sa valeur.

On voit de cette manière, en particulier, que si le segment de V coupe la polaire en deux points, indiquant par suite deux vitesses, le point en bas et à gauche correspondra à la plus grande vitesse, et le point en haut et à droite correspondra à la plus petite.

2° *Sur l'effet d'un changement de dimension de l'appareil.* — Si les résultats trouvés avec un modèle ne correspondent pas aux conditions qu'on s'était fixées *a priori* pour l'aéroplane, il peut être question de changer proportionnellement les dimensions de celui-ci. Appelons N le rapport des dimensions linéaires du second appareil à celles du premier, de manière que N sera, par exemple, 1,10 pour un accroissement de 10 p. 100 dans les dimensions. Les équations fondamentales deviendront :

$$P = R_x N^2 V^3 \quad Q = R_y N^2 V^2.$$

Il n'est pas nécessaire de construire des polaires spéciales, correspondant aux diverses valeurs de N, pour déterminer la valeur convenable de ce nombre; on peut, en effet, écrire les équations logarithmiques :

$$\begin{aligned} \text{Log } R_x &= \text{Log } P - 3 \text{ Log } V - 2 \text{ Log } N \\ \text{Log } R_y &= \text{Log } Q - 2 \text{ Log } V - 2 \text{ Log } N. \end{aligned}$$

Le même raisonnement que précédemment montrerait qu'il suffit d'ajouter aux segments représentant P, Q, V (fig. 31) un quatrième segment représentant N. L'échelle correspondant à ce dernier segment est inclinée à 45° et porte le nombre N à la distance  $\sqrt{8} \text{ Log } N$  de l'origine.

Si donc les valeurs fixées d'avance étaient P, Q, V (fig. 31), il suffit, pour avoir la valeur de N qui permettrait de les obtenir, de mener un quatrième segment à 45°, et de reporter ce segment sur l'échelle des N, en observant la règle indiquée tout à l'heure au sujet du sens des segments : si on lit, par exemple, 0,92, c'est que les dimensions primitives de l'aéroplane devront être multipliées par 0,92. Le quatrième segment indique de plus, par sa rencontre avec la polaire, quel sera l'angle de vol. Par

exemple, pour le biplan Dorand, dont la polaire est représentée dans la fig. 31, on voit que les conditions  $P=60 \text{ ch}$ ,  $Q=800 \text{ kg}$ ,  $V=90 \text{ km/h}$  seraient réalisées en multipliant les dimensions de l'appareil par 0,88, et que l'angle de vol serait  $4^{\circ}2$ .

La figure 32, où le segment N est mené le premier à partir de l'origine, montre que, pour voir ce que deviennent les propriétés d'un aéroplane quand on a multiplié par  $\alpha$  ses dimensions, il suffit de prendre pour nouvelle origine ce point marqué  $\alpha$  sur l'échelle des N : toute ligne brisée P, Q, V, menée entre ce point et la polaire, donne un système de valeurs

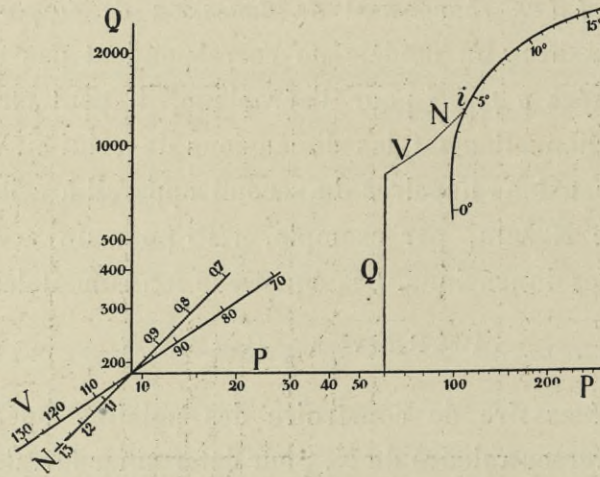


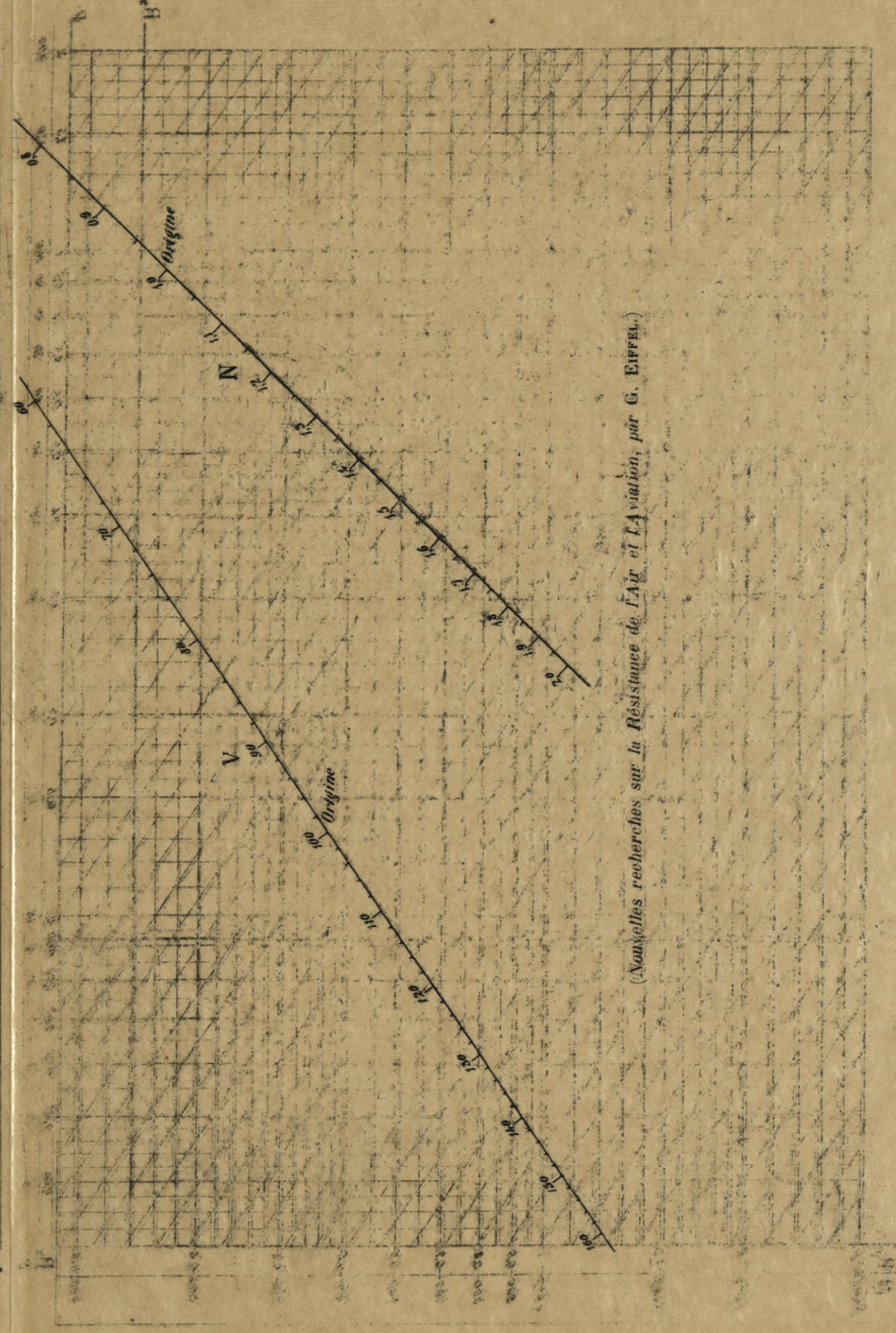
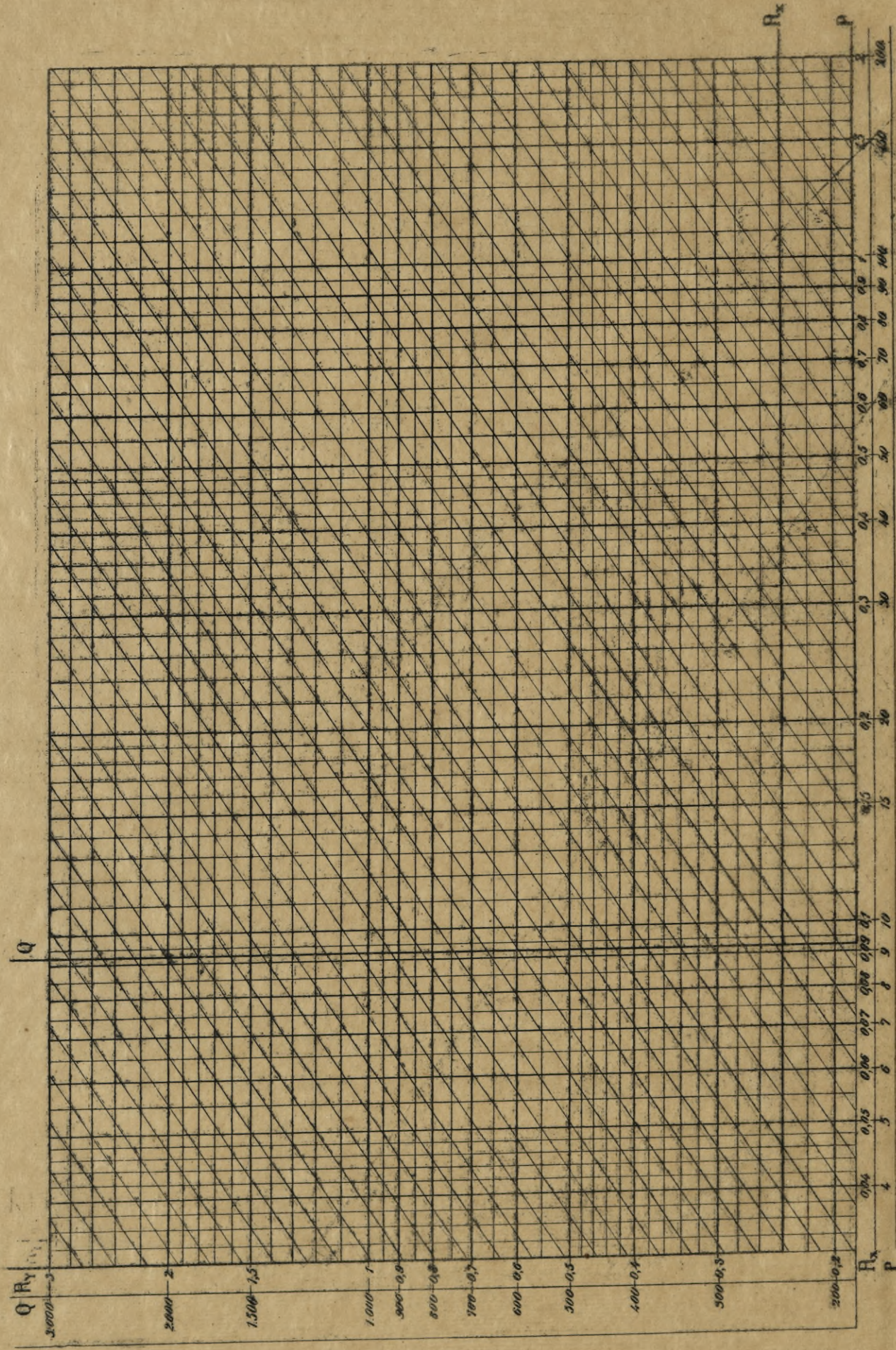
FIG. 31. — Détermination de la dimension d'un appareil.

correspondant à l'appareil modifié. On voit, par exemple, sur la figure, que le biplan Dorand, dont les dimensions seraient multipliées par 0,8, donnerait, avec une puissance de  $37 \text{ ch}$  et un poids de  $500 \text{ kg}$ , une vitesse de  $82 \text{ km/h}$  et un angle de vol de  $3^{\circ}2$ .

En définitive, l'échelle des N permet d'appliquer la méthode des polaires logarithmiques, non seulement à un aéroplane déterminé, mais à tous les aéroplanes géométriquement semblables (1).

(1) En particulier, le modèle étudié étant un aéroplane de ce groupe, il n'est pas nécessaire de multiplier les coefficients par  $\lambda^3$ , pour tracer la polaire de l'appareil d'après les coefficients du modèle. En effet, si on trace la polaire en prenant les  $R_x$ ,  $R_y$ , on obtient la polaire d'un appareil  $\frac{10}{\lambda}$  fois plus grand que l'appareil réel : il suffira, pour avoir la polaire de ce dernier, de reporter ensuite l'origine au point  $\frac{\lambda}{10}$  de l'échelle des N.

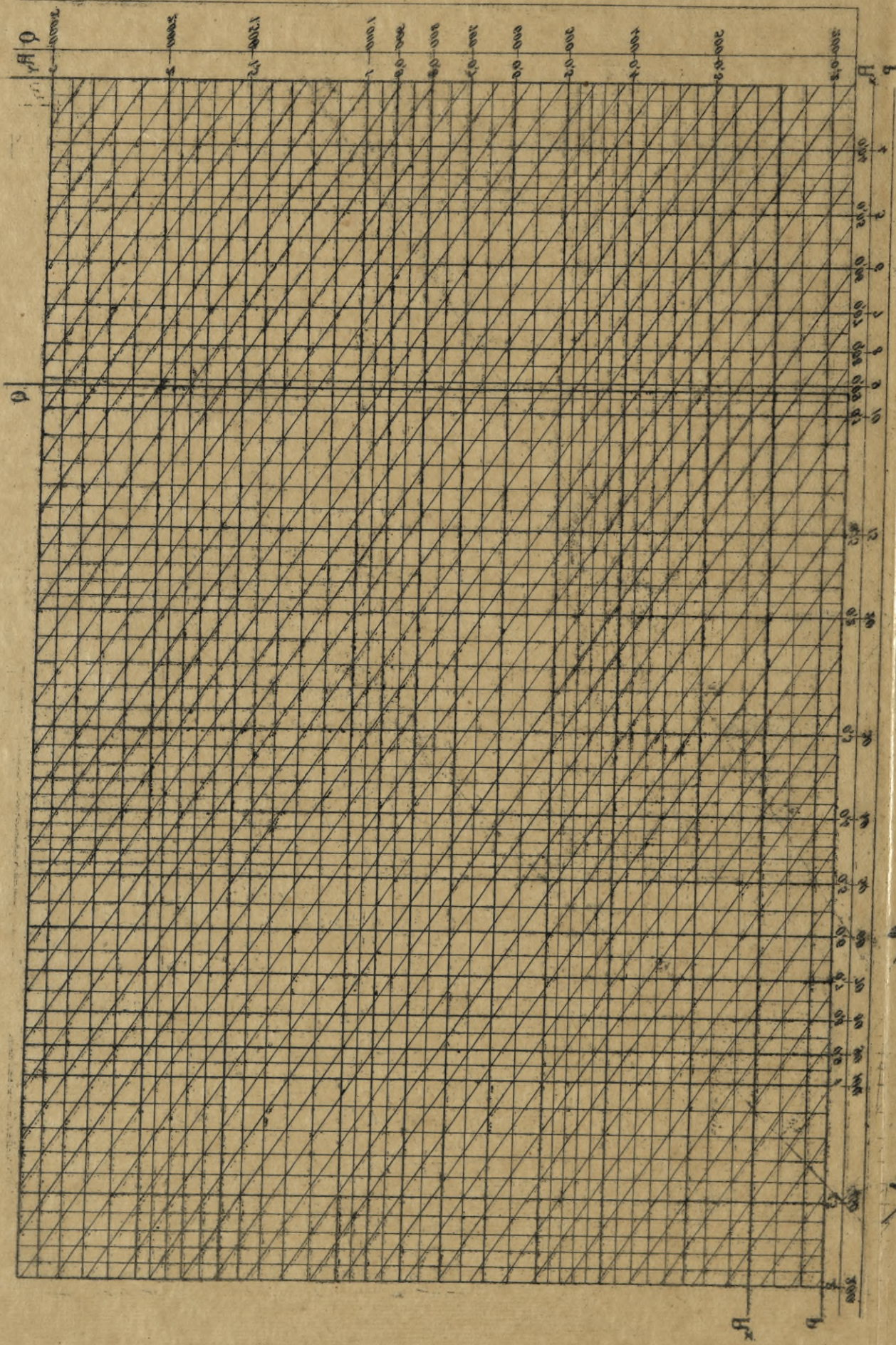
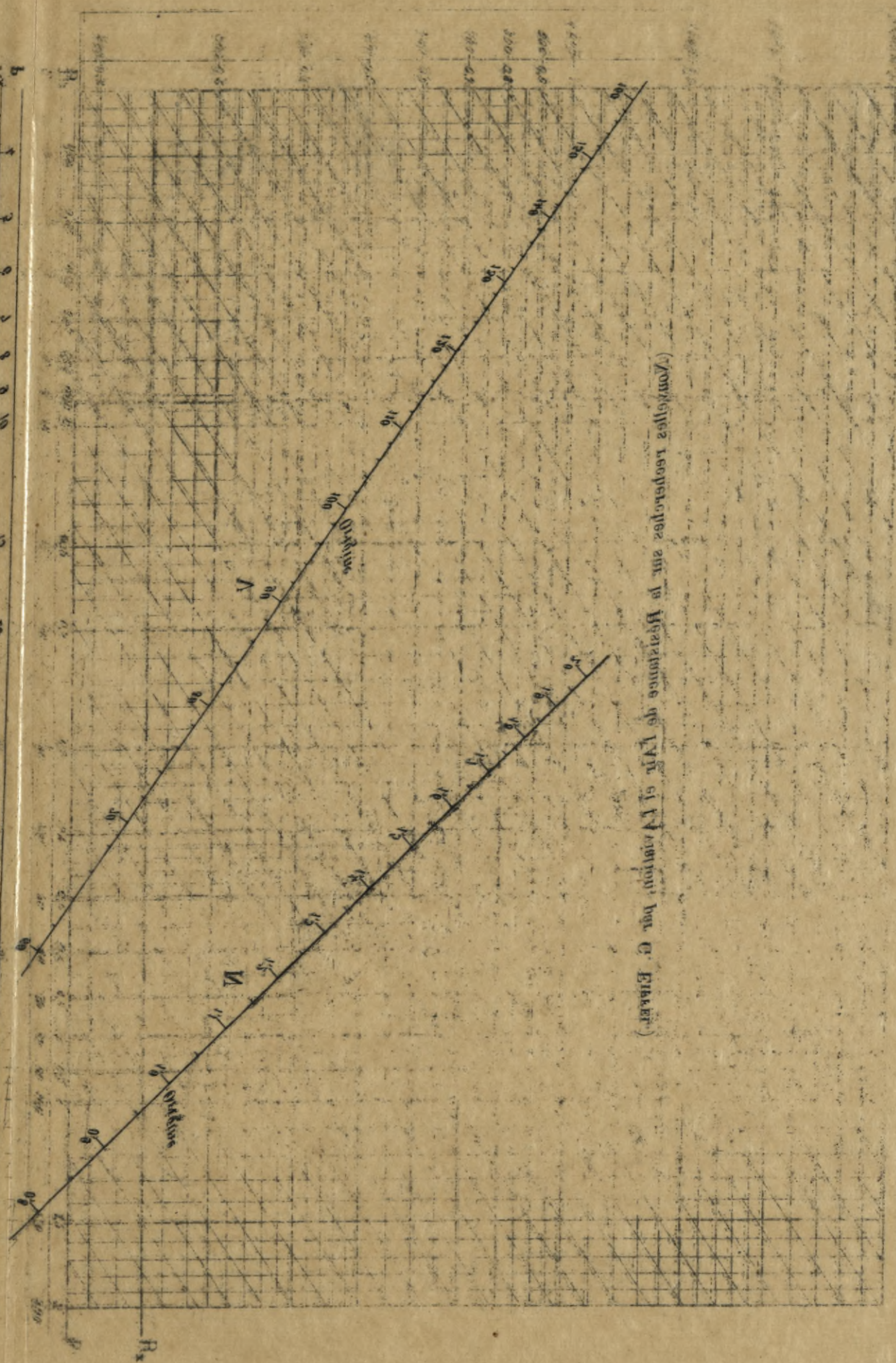
FOND POUR LE TRACÉ ET POUR L'EMPLOI DES POLAIRES LOGARITHMIQUES (VOIR PAGE 61).



(Nouvelles recherches sur la Résistance de l'Air et l'Aviation, par G. EIFFEL.)

Paris, 1901, chez M. L. LAFITE, 12, rue de Valenciennes.

(Données recueillies sur le territoire de l'Altiplano par G. Ecker.)



FORMA POUR LE TRACÉ ET POUR L'ÉVALUATION DES RÉSULTATS GÉNÉRALISÉS (VOIR PAGE 84)

3° *Sur l'ensemble des échelles servant aux polaires logarithmiques.* — Les diagrammes de polaires logarithmiques comprennent, en définitive, deux échelles pour la construction des polaires, celles de  $R_x$  et  $R_y$ , et quatre pour leur usage, celles de P, Q, V, N, la dernière ne servant que dans des cas particuliers. Ces échelles sont représentées sur les diagrammes du chapitre VI (fig. 154, etc.).

Pour la lecture facile des diagrammes que nous donnons au cha-

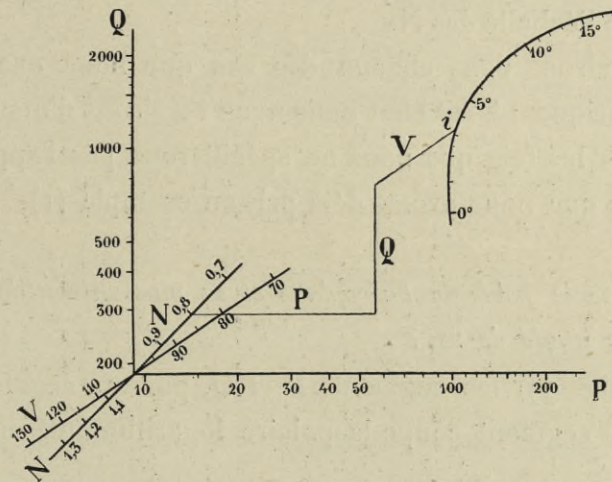


FIG. 32. — Effets d'un changement de dimension d'un appareil.

pitre VI, nous avons intercalé dans cet ouvrage un fond transparent, quadrillé logarithmiquement. Ce fond comprend deux systèmes d'axes rectangulaires,  $R_x$ ,  $R_y$  et P, Q. Quand  $R_x$  et  $R_y$  sont superposés aux axes de nos diagrammes, le fond quadrillé donne les valeurs de  $R_x$  et  $R_y$  : on peut alors vérifier nos polaires ou en construire d'autres. Quand les axes P et Q sont superposés aux axes de nos diagrammes, le fond quadrillé donne les valeurs de P et Q, et sert alors à la lecture des régimes de fonctionnement de l'aéroplane. Indépendamment du quadrillage logarithmique, le fond comprend un faisceau de droites parallèles à l'échelle des V, qui permet de lire les vitesses sans tracer de trait.



## § 3. — Applications.

Quelques exemples vont montrer avec quelle simplicité la polaire logarithmique permet de résoudre les problèmes courants relatifs aux aéroplanes. Nous supposerons, généralement, que la polaire correspond à un aéroplane de grandeur déterminée, de sorte que nous n'aurons pas à tenir compte de l'échelle des N.

Nous prendrons dans chacun des cas que nous examinerons des exemples numériques; à cet effet nous nous servirons d'une polaire réelle qui sera, toutes les fois que nous ne spécifierons pas l'appareil, celle du biplan Dorand, que nous avons déjà pris en exemple (1).

1° On donne le poids de l'aéroplane et sa puissance utile : quels seront sa vitesse et son angle de vol ?

Je porte (fig. 33) les segments P et Q, puis un segment parallèle à l'axe des V. Ce segment coupe la polaire logarithmique en un point qui

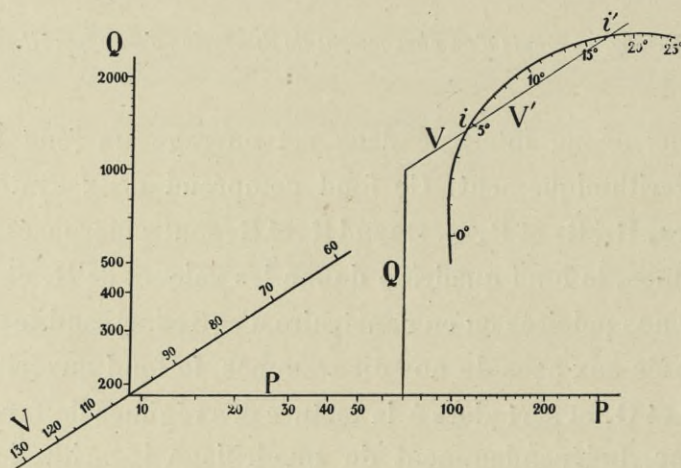


FIG. 33. — Tracé donnant V et  $i$  quand on connaît P et Q.

donne  $i$  d'après les chiffres inscrits sur la polaire; quant à la vitesse, elle est donnée par la longueur du segment.

(1) Dans la pratique nous nous servons toujours de figures tracées avec une échelle triple de celle employée dans ce chapitre, où elles ont été réduites pour économiser la place.

Les polaires ayant toujours la forme indiquée, on voit que le problème admet deux solutions, dont l'une comprend une incidence de vol plus grande que l'autre, et en même temps une vitesse plus petite. La corde interceptée mesure, sur l'échelle des  $V$ , le rapport des deux vitesses.

Ces deux incidences de vol, comme nous le verrons tout à l'heure, sont séparées par l'incidence correspondant au minimum de puissance.

*Exemple* :  $P = 70$ ,  $Q = 1000$  ; on lit :

$$i = 4^{\circ},5, \quad V = 86 \text{ km} \quad \text{et} \quad i' = 17^{\circ},5, \quad V' = 60 \text{ km}$$

$$\frac{V'}{V} = 0,70.$$

2° On donne le poids de l'aéroplane : quelle puissance faut-il pour obtenir une vitesse  $V$  ?

Je porte (fig. 34)  $Q$ ,  $V$ , puis un segment parallèle à l'axe des  $P$ , c'est-à-dire horizontal, qui donne  $P$ .

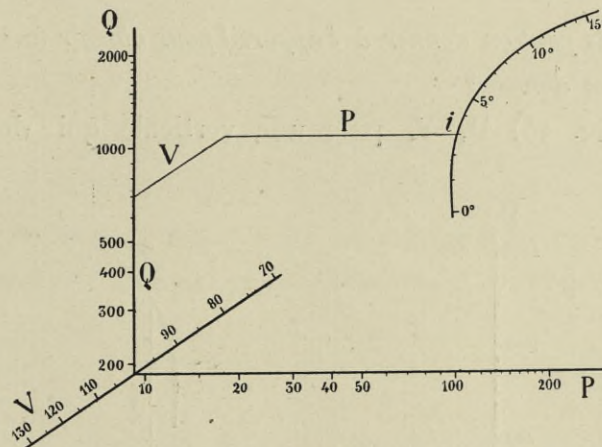


FIG. 34. — Tracé donnant  $P$  et  $i$  quand on connaît  $Q$  et  $V$ .

*Exemple* :  $Q = 700$ ,  $V = 80 \text{ km/h}$  ; on lit :

$$P = 52 \text{ chevaux.}$$

L'angle du vol  $i$  est de  $3^{\circ}$ .

Si  $V$  n'est pas exactement déterminé, on voit en menant plusieurs horizontales (fig. 35) quelle est la relation qui existe entre la puissance, la vitesse et l'angle de vol.

Exemple :  $Q = 700 \text{ kg}$  ; on lit :

$V = 60 \text{ km}$	$P = 32,5 \text{ chevaux.}$	$i = 8^{\circ},3$
$V = 70 \text{ —}$	$P = 40 \text{ —}$	$i = 5^{\circ},0$
$V = 80 \text{ —}$	$P = 52 \text{ —}$	$i = 3^{\circ},0$
$V = 90 \text{ —}$	$P = 71 \text{ —}$	$i = 1^{\circ},6$
$V = 100 \text{ —}$	$P = 97,5 \text{ —}$	$i = 0^{\circ},6$

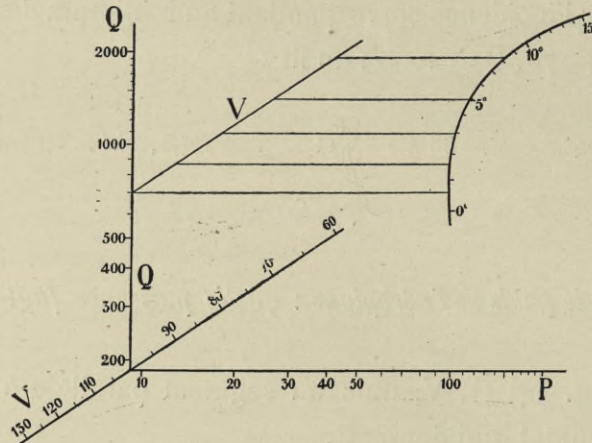
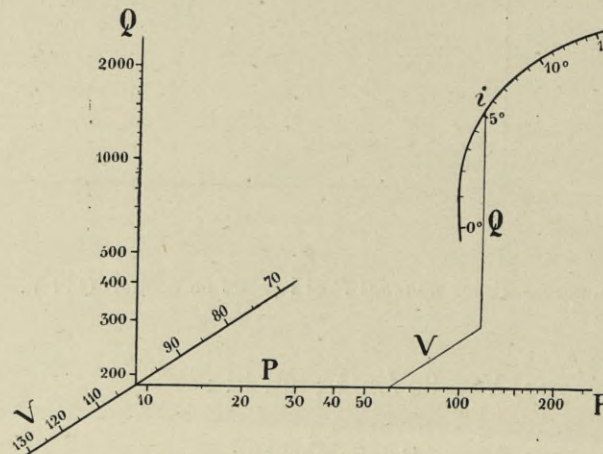


FIG. 35. — Tracé donnant les relations entre  $Q$  et  $V$ .

3° Quel poids peut-on donner à l'appareil pour obtenir une vitesse donnée avec une puissance donnée ?

Je porte (fig. 36)  $P$ ,  $V$ , puis une verticale qui donne le poids inconnu  $Q$ .



[FIG. 36. — Tracé donnant  $Q$  quand on connaît  $P$  et  $V$ .]

Exemple :  $P = 60 \text{ ch}$  ;  $V = 80 \text{ km/h}$ , on lit :

$$Q = 930 \text{ kg}, \quad i = 5^{\circ},3.$$

Quand l'incidence du vol est faible, la courbe descend presque

verticalement : par suite, de grandes diminutions du poids correspondent à de faibles variations de la vitesse.

D'ailleurs, en prolongeant V et en menant une série de verticales

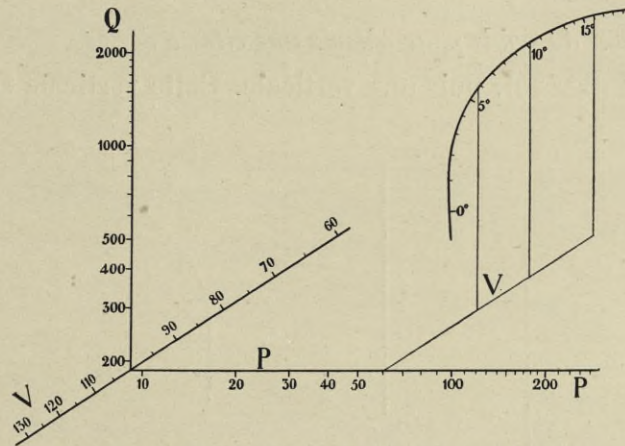


FIG. 37. — Tracé donnant la relation entre Q et V.

(fig. 37), on voit immédiatement la relation entre le poids et la vitesse de l'appareil.

Exemple :  $P = 60 \text{ ch}$

$V = 60 \text{ km}$	$Q = 970 \text{ kg}$	$i = 16^\circ$
$V = 70 \text{ —}$	$Q = 1.070 \text{ —}$	$i = 10^\circ,3$
$V = 80 \text{ —}$	$Q = 960 \text{ —}$	$i = 5^\circ,7$

4° *Maximum de la vitesse pour une puissance donnée.*

La figure 37 montre que ce maximum se produit quand la verticale

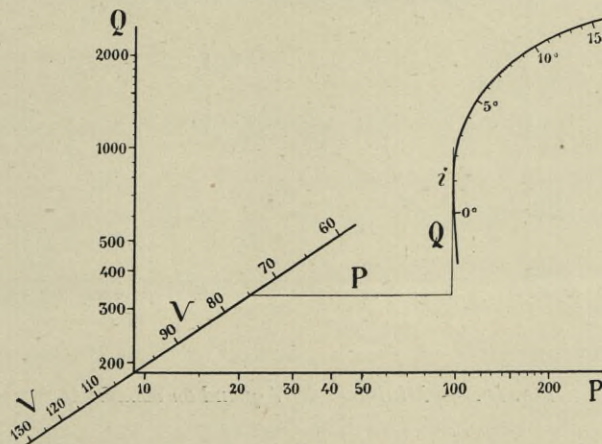


FIG. 38. — Minimum de P quand on connaît Q et V.

mesurant Q est tangente à la polaire, c'est-à-dire quand  $R_x$  est minimum.

L'incidence qui donne  $R_x$  minimum correspond aussi au minimum de puissance si on se donne la vitesse. On le voit directement par la figure 38.

5° *Maximum du poids pour obtenir une vitesse donnée.*

Menons  $V$  (fig. 39), puis une verticale. Cette verticale sera coupée au

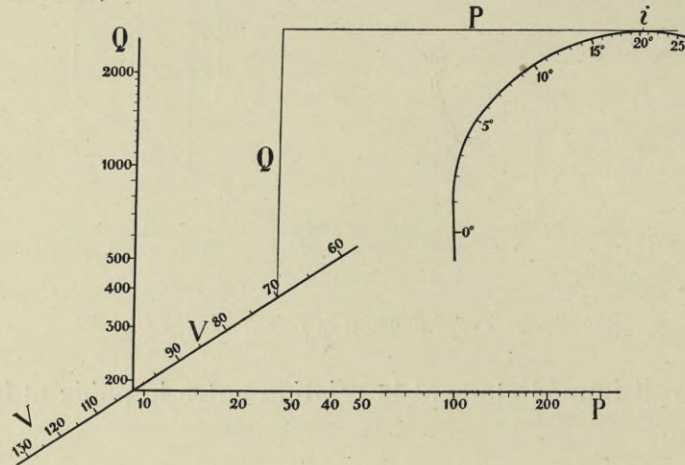


FIG. 39. — *Maximum de Q quand on connaît V.*

point le plus haut possible par l'horizontale mesurant la puissance, quand

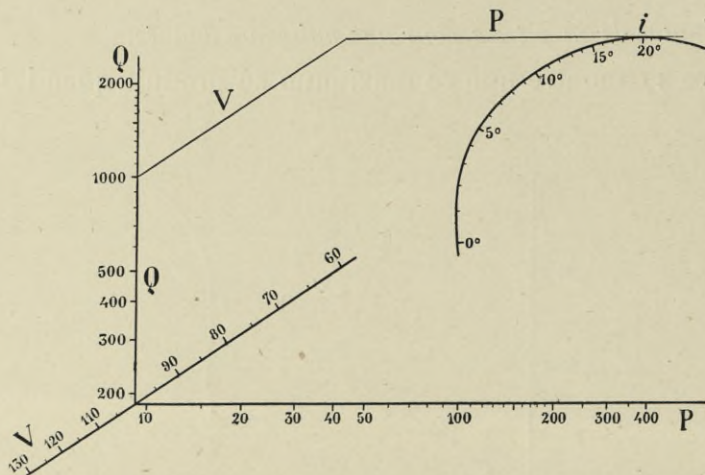


FIG. 40. — *Minimum de V quand on connaît Q.*

cette horizontale sera tangente à la polaire. Le maximum du poids a donc lieu pour l'incidence où  $R_y$  est maximum.

Exemple :  $V = 70 \text{ km/h}$  ; on lit :

$$Q = 1.400 \text{ kg}, \quad P = 135 \text{ chevaux}, \quad i = 20^\circ, 5.$$

Cette incidence correspond aussi au minimum de la vitesse pour un aéroplane de poids donné (fig. 40).

Exemple :  $i = 20^\circ$ ,  $Q = 1000 \text{ kg}$ , on lit :  $V = 60 \text{ km}$ ,  $P = 82 \text{ chevaux}$ .

6° Puissance minimum pour voler avec un poids donné.

Marquons le poids  $Q$  (fig. 41), puis traçons une horizontale sur laquelle

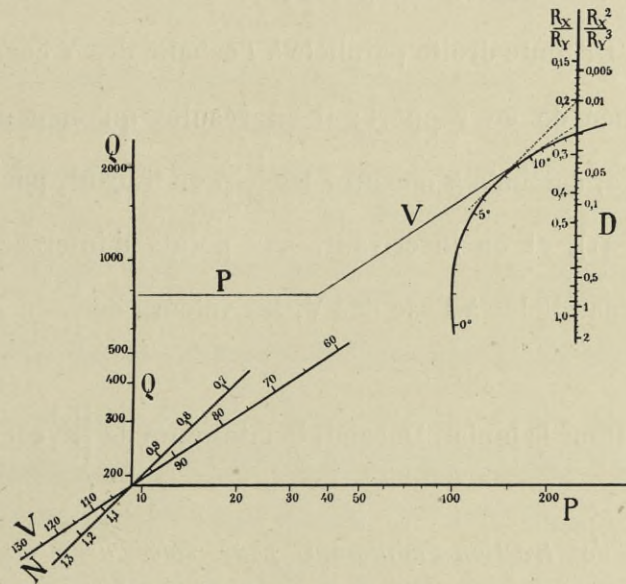


FIG. 41. — Minimum de  $P$  quand on connaît  $Q$ .

se mesurera la puissance  $P$ . Cette puissance  $P$  sera évidemment minimum quand le troisième segment, qui n'est déterminé que par sa direction parallèle à l'échelle des  $V$ , sera reporté aussi à gauche que possible. On a donc  $P$  en menant la tangente à la polaire parallèlement à l'axe des  $V$ .

Exemple :  $Q = 770$ , on lit  $P = 37 \text{ ch}$  (1),  $V = 60 \text{ km/h}$ .

L'incidence de  $10^\circ$  qui correspond à ce minimum de la puissance, est évidemment indépendante du poids  $Q$ . Pour cette incidence, la polaire

(1) Ces nombres sont ceux qui correspondent au vol normal pour lequel des mesures ont été effectuées. Dans ce cas, le vol horizontal a donc lieu au minimum de puissance : l'envolée est néanmoins possible puisque le moteur ne donnait pas son maximum de puissance. C'était en effet un moteur Anzani de  $60 \text{ ch}$ , donnant, avec un rendement d'hélice de  $0,70$ , environ  $42 \text{ ch}$  utiles à pleine puissance.

coupe au point le plus haut les parallèles à l'échelle des  $V$ , c'est-à-dire les droites de coefficient angulaire  $\frac{2}{3}$ , ce qui s'exprime analytiquement par le fait que la fonction  $\frac{2}{3} \text{Log } R_x - \text{Log } R_y$ , ou  $\frac{R_x^2}{R_y^3}$  est minimum.

Ainsi, en menant à la polaire la tangente parallèle à l'échelle des  $V$ , on obtient le point pour lequel  $\frac{R_x^2}{R_y^3}$  est minimum.

Ce minimum est une caractéristique utile à connaître pour les aéroplanes, au point de vue de l'économie de puissance, puisque la puissance utile nécessaire pour soutenir un poids  $Q$  est minimum en même temps que le rapport  $\frac{R_x^2}{R_y^3}$ . Or toute droite parallèle à l'échelle des  $V$  correspond à une valeur déterminée de ce rapport; il en résulte qu'on peut établir une nouvelle échelle, destinée à mesurer les  $\frac{R_x^2}{R_y^3}$ , en traçant, par exemple, une droite  $D$  (fig. 41), et en inscrivant, aux points d'intersection de cette droite avec les parallèles à l'axe des  $V$ , les valeurs de  $\frac{R_x^2}{R_y^3}$  correspondant à ces parallèles.

*Exemple :* Pour le biplan Dorand, le minimum de  $\frac{R_x^2}{R_y^3}$  est 0,017.

7° *Effort de traction minimum pour voler avec un poids donné.* L'effort de traction  $F$  est relié au poids  $Q$  par la relation

$$\frac{F}{Q} = \frac{R_x}{R_y} \quad \text{ou} \quad \text{Log } \frac{F}{Q} = \text{Log } R_x - \text{Log } R_y.$$

Les points correspondant à un même rapport  $\frac{F}{Q}$  sont donc sur des droites parallèles à  $\text{Log } R_x - \text{Log } R_y = 0$ , c'est-à-dire sur des parallèles à la bissectrice intérieure des axes de  $R_x$  et  $R_y$ , c'est-à-dire enfin sur des parallèles à l'axe des  $N$ .

En particulier, le minimum de  $\frac{F}{Q}$  (ou le maximum de  $\frac{Q}{F}$ ), est donné par le minimum de  $\frac{R_x}{R_y}$ , c'est-à-dire par la tangente menée à la polaire parallèlement à l'axe des  $N$ . On a donc immédiatement, sur la polaire

logarithmique, l'inclinaison correspondant au minimum de  $\frac{R_x}{R_y}$ . On peut obtenir en même temps la valeur de ce minimum au moyen d'une échelle dressée comme celle des  $\frac{R_x^2}{R_y^3}$ . Nous avons accolé ces deux échelles à une même droite dans la figure 41, qui montre que, pour le biplan Dorand, le minimum de  $\frac{R_x}{R_y}$ , ou de  $\frac{F}{Q}$ , est 0,20.

Observons que le minimum de l'effort de traction pour un poids donné correspond au minimum de travail pour transporter un poids donné sur un parcours donné.

8° *Remarque servant à résumer les résultats précédents.*

Les polaires ont toujours l'allure indiquée sur nos figures, de manière que pour tous les appareils on trouve successivement, en partant des faibles incidences, les angles de vol dont les propriétés sont les suivantes :

1°  $R_x$  minimum (maximum de la vitesse pour une puissance donnée, ou minimum de la puissance pour atteindre une vitesse donnée). (V. 4°, p. 65.)

2°  $\frac{R_x}{R_y}$  minimum (minimum de l'effort de traction pour un poids donné, c'est-à-dire un minimum de travail pour un parcours donné, ou maximum du poids pour un effort de traction donné). (V. 7°, p. 68.)

3°  $\frac{R_x^2}{R_y^3}$  minimum (minimum de la puissance pour un poids donné, ou maximum du poids pour une puissance donnée). (V. 6°, p. 67.)

4°  $R_y$  maximum (maximum du poids pour une vitesse donnée, ou minimum de la vitesse pour un poids donné). (V. 5°, p. 66.)

Ces valeurs de  $R_x$ ,  $\frac{R_x}{R_y}$ ,  $\frac{R_x^2}{R_y^3}$ ,  $R_y$ , ainsi que les incidences correspondantes, sont données par les tangentes à la polaire parallèles aux quatre échelles.

9° *Propriétés des tangentes parallèles aux quatre échelles.*

Ces propriétés sont rappelées par la figure 42. Dans cette figure, au point de contact de chaque tangente nous avons marqué les deux quantités qui s'y rapportent. Cette figure peut être utilisée, dans l'étude d'un



aéroplane, en observant la règle suivante: chacun des quatre angles d'incidence obtenus est l'angle le plus favorable au point de vue des deux grandeurs qui y sont inscrites. Comme les polaires, dans leur partie utile, n'ont pas d'inflexions, on se trouve toujours dans des conditions d'autant meilleures, relativement à un de ces groupes de deux grandeurs, que l'angle de vol de l'appareil sera plus rapproché du point de contact correspondant.

Prenons un exemple. Supposons qu'on juge trop faible le poids porté par un aéroplane. Si on veut gagner du poids en consentant à perdre sur la vitesse, mais en conservant la même puissance, il faut se rapprocher du

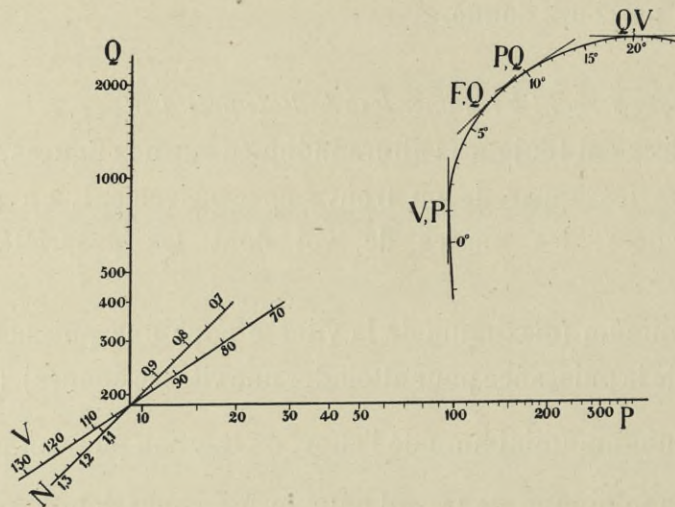


FIG. 42. — Propriétés des tangentes parallèles aux quatre échelles.

point pour lequel le poids est maximum pour une puissance donnée. Les quantités à considérer sont donc  $P$ ,  $Q$ , et on devra, comme le montre la figure 42, faire varier l'incidence pour se rapprocher du point de contact de la tangente parallèle à l'axe des  $V$ .

Si au contraire on voulait gagner du poids en conservant la même vitesse, il faudrait se rapprocher du point pour lequel le poids est maximum pour une vitesse donnée. Les quantités à considérer sont donc  $Q$ ,  $V$ , et on devra, d'après la figure 42, se rapprocher du point de contact de la tangente horizontale.

Dans notre exemple du biplan Dorand où les conditions normales correspondent, comme nous l'avons vu page 67, à l'angle de vol de  $10^\circ$ , on ne peut gagner du poids sans augmenter la puissance puisque c'est à  $10^\circ$  qu'est précisément le point de contact de la tangente parallèle à l'axe des  $V$ ; mais

on pourrait gagner du poids en conservant la même vitesse, il suffirait pour cela d'augmenter l'incidence.

10° *Changement de l'échelle de construction d'un appareil.*

Pour examiner l'effet d'un changement de l'échelle d'un appareil dans des conditions de vol données, nous avons vu qu'il suffit d'ajouter à la ligne brisée le segment N.

Considérons deux problèmes particuliers.

a) Etant donnés le poids et la puissance d'un appareil, comment sa

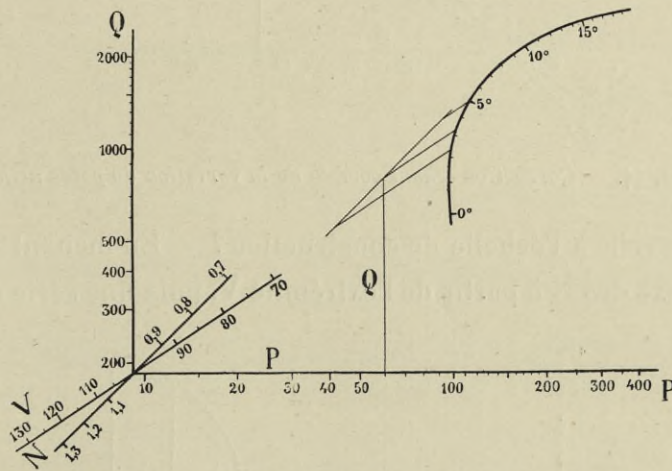


FIG. 43. — Tracé donnant V en fonction de N.

vitesse est-elle reliée à l'échelle de construction? — A partir du point de coordonnées P, Q (fig. 43) menons une parallèle à l'échelle des N, puis une série de parallèles à l'échelle des V: on lira, à l'aide des échelles, les valeurs correspondantes de V et de N.

*Exemple* : Si  $P=60\text{ ch}$ ,  $Q=800\text{ kg}$ , on lit :

$N=0,8$	$V=94\text{ km}$	$i=5^{\circ},0$
$N=1,0$	$V=83\text{ —}$	$i=3^{\circ},2$
$N=1,2$	$V=75\text{ —}$	$i=2^{\circ},3$ , etc.

Toutefois, comme le changement de l'échelle entraîne un changement du poids de l'appareil à vide, la construction précédente suppose que le poids utile sera réduit à mesure que l'échelle augmentera. Si le poids utile doit être invariable, il faudra ajouter, avant de mener les parallèles à

l'échelle des  $V$ , des segments verticaux (fig. 44) d'autant plus grands qu'on s'écartera plus du point initial  $P$ ,  $Q$ .

b) Etant données la puissance et la vitesse de l'appareil, comment le

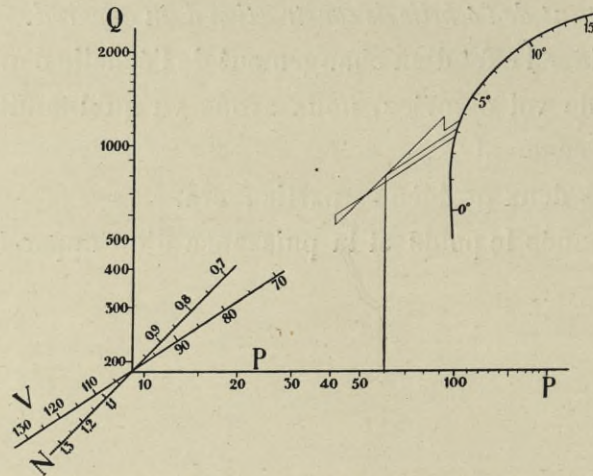


FIG. 44. — Correction tenant compte de la variation du poids utile.

poids  $Q$  est-il relié à l'échelle de construction? — En menant (fig. 45) une parallèle à l'axe des  $N$  à partir de l'extrémité  $V$ , puis une série de segments

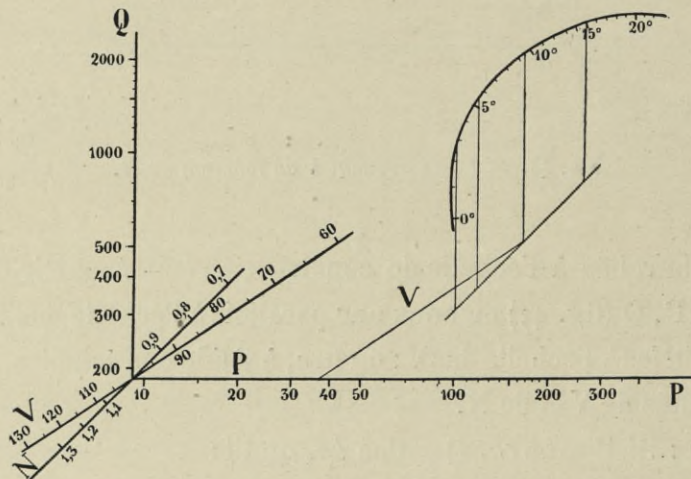


FIG. 45. — Tracé donnant  $Q$  en fonction de  $N$  quand on connaît  $P$  et  $V$ .

parallèles à l'échelle des  $Q$ , on aura pour différentes valeurs de l'échelle, les poids totaux que peut avoir l'aéroplane.

Exemple : Si  $P = 37 \text{ ch}$  et  $V = 60 \text{ km/h}$ , on lit :

$N = 0,8$	$Q = 600 \text{ kg}$	$i = 15^\circ$
$N = 1,0$	$Q = 770 \text{ —}$	$i = 9^\circ,5$
$N = 1,2$	$Q = 760 \text{ —}$	$i = 5^\circ,5$
$N = 1,3$	$Q = 640 \text{ —}$	$i = 2^\circ,7$ , etc.

11° *Influence de l'altitude.*

Quand un aéroplane atteint une hauteur  $H$ , où la densité de l'air, qui était  $\delta_0$  au niveau du sol, est devenue  $\delta$ , ses coefficients  $R_x$  et  $R_y$  sont réduits dans le rapport  $\frac{\delta}{\delta_0}$ . Tout se passe, à l'égard de l'aéroplane, comme s'il avait ses surfaces réduites dans le même rapport  $\frac{\delta}{\delta_0}$ , c'est-à-dire ses dimensions linéaires réduites dans le rapport  $\sqrt{\frac{\delta}{\delta_0}}$ . Il suffit donc, pour avoir les propriétés de l'appareil à la hauteur  $H$ , de faire partir la ligne brisée  $P, Q, V$ , non de l'origine, mais du point  $N = \sqrt{\frac{\delta}{\delta_0}}$  de l'échelle des  $N$ .

Les valeurs numériques de  $N$  sont données par le tableau suivant, extrait des tables barométriques (1):

H. . . . .	1.000	2.000	3.000	4.000	5.000	6.000
$\frac{\delta}{\delta_0}$ . . . . .	0,89	0,80	0,70	0,61	0,54	0,47
N. . . . .	0,94	0,89	0,84	0,78	0,73	0,69

Nous verrons plus loin comment tenir compte de la variation de puissance, avec la hauteur, d'un moteur donné.

## § 4. — Centre de gravité et gouvernail de profondeur.

Dans tout ce qui précède, nous nous sommes bornés à admettre que la composante verticale de la résistance de l'aéroplane est égale à son poids, et la composante horizontale à la traction de l'hélice. Autrement dit, nous avons seulement exprimé que les trois segments qui représentent la résistance totale, le poids et la traction de l'hélice peuvent former un triangle fermé. Or, l'équilibre exige en outre que ces trois forces soient concourantes, c'est-à-dire que le centre de gravité soit sur la résultante de la résistance totale et de la traction de l'hélice.

Dans la pratique, le gouvernail de profondeur, qui sert en principe à monter et à descendre, peut intervenir aussi dans le vol horizontal, pour corriger le défaut d'équilibrage et faire passer par le centre

(1) Ces valeurs sont rapportées à la température de 10° jusqu'à 3000 m, et au delà à 0°.

de gravité la résultante de la résistance et de la traction de l'hélice.

Nous sommes donc conduits à introduire dans le problème deux nouvelles variables : la position du centre de gravité et l'inclinaison du gouvernail de profondeur. Les cas examinés précédemment n'en conservent pas moins tout leur intérêt pour l'étude générale et la comparaison des aéroplanes, car, à cause surtout de la nécessité d'assurer une stabilité longitudinale convenable, la position du gouvernail de profondeur, pendant le vol horizontal, est pratiquement comprise entre des limites assez étroites pour que la polaire puisse être regardée comme à peu près invariable. Les trois polaires  $C_A$ ,  $C_B$ ,  $C_C$  de la figure 46, relatives à trois

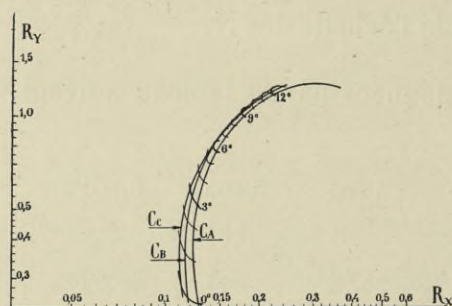


FIG. 46. — Tracé des polaires suivant différentes positions du gouvernail de profondeur.

positions A, B, C du gouvernail de profondeur, que nous avons obtenues dans les essais du Morane-Saulnier, en sont un exemple frappant. Les déductions tirées de la forme de la polaire, établie pour la position normale du gouvernail de profondeur, restent donc légitimes.

D'ailleurs, pour rendre ces déductions théoriquement exactes, il suffit de substituer à la polaire correspondant à la position moyenne du gouvernail, la polaire correspondant à une position donnée du centre de gravité et aux différentes positions du gouvernail. Nous allons voir que cette substitution est facile.

Les courbes transversales de la figure 46 relient les points des trois polaires  $C_A$ ,  $C_B$ ,  $C_C$  qui correspondent à des angles d'incidence égaux.

Pour chacune des positions A, B, C du gouvernail, l'essai du modèle donne aussi la position des résultantes. Considérons l'épure correspondant à la position A du gouvernail (fig. 47), et soit G la projection du centre de gravité sur l'axe de l'hélice. Dans le vol horizontal, que nous envisageons maintenant, l'effort de l'hélice et le poids passent par G (1) : il en est de même pour la résistance : une interpolation immédiate

(1) Cela n'est pas rigoureux, mais, comme l'inclinaison de l'axe de l'hélice est toujours faible, et que, de plus, le centre de gravité est pratiquement voisin de cet axe, l'approximation que nous faisons est légitime. Il serait d'ailleurs facile, quoique un peu plus compliqué, de traiter le problème rigoureusement.

donne donc l'angle d'incidence  $i_A = 14^\circ$ . On a de même les angles  $i_B = 11^\circ$  et  $i_C = 3^\circ$  correspondant aux positions B et C du gouvernail.

Prenant alors sur  $C_A$  (fig. 46) le point d'incidence  $i_A$ , sur  $C_B$  le point

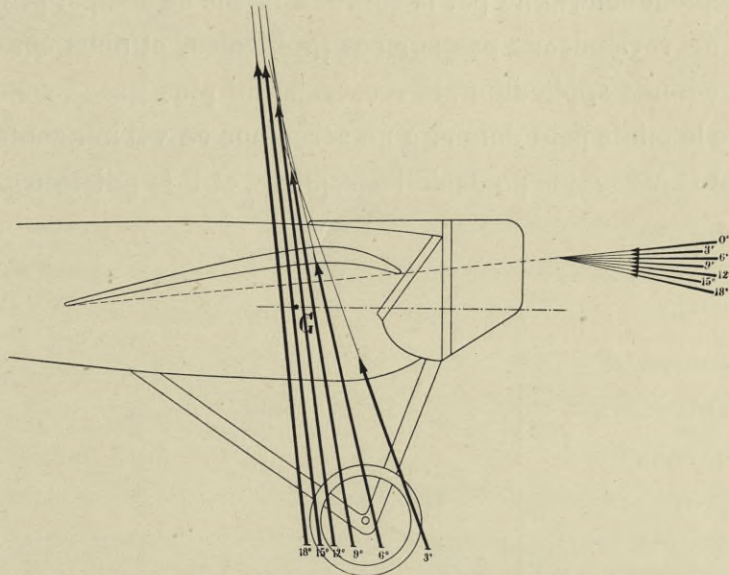


FIG. 47. — Tracé de la résultante pour la position A du gouvernail.

d'incidence  $i_B$ , sur  $C_C$  le point d'incidence  $i_C$ , et reliant ces points par une courbe, on obtient ainsi une nouvelle polaire logarithmique  $C_G$  (fig. 48), qui remplace les polaires  $C_A$ ,  $C_B$ ,  $C_C$ .

Cette courbe  $C_G$  ne correspond qu'aux positions du centre de gravité qui se projettent en G sur l'axe de l'hélice : mais il suffit évidemment, si G n'est pas donné, de construire de la même manière les polaires correspondant à d'autres projections, choisies approximativement, du centre de gravité sur l'axe de l'hélice. Cette construction est très simple, puisque, étant donnés les résultats de l'essai, elle n'exige ni calcul ni courbe auxiliaire. Moyennant une interpolation, ces polaires correspondent à toutes les positions possibles du centre de gravité.

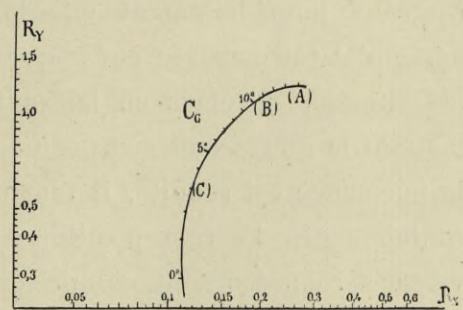


FIG. 48. — Polaire correspondant à la position du centre de gravité.

*Application au maximum d'écart des vitesses.* — La polaire définitive  $C_G$  permet d'appliquer à l'appareil les solutions de tous les problèmes que

nous avons examinés relativement au vol horizontal, et cela sans supposer, comme précédemment, d'une part que le gouvernail de profondeur occupe une position moyenne, ni, d'autre part, que le centre de gravité a son emplacement déterminé par la solution même de chaque problème.

Nous ne reviendrons pas sur ces problèmes, et nous considérerons seulement, comme application, la recherche du plus grand écart entre les vitesses que le pilote peut donner à un aéroplane en vol horizontal.

Soient  $Q$  (fig. 49) le poids de l'aéroplane, et  $P$  la puissance maximum

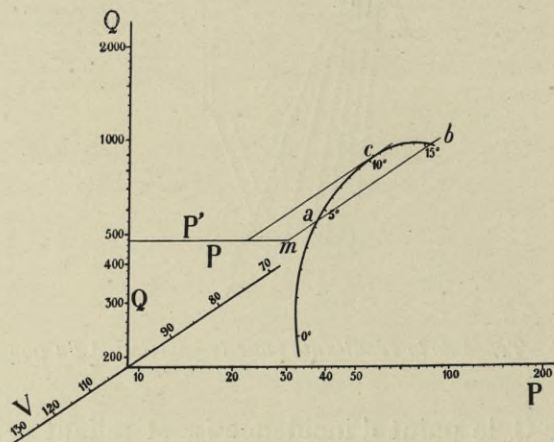


FIG. 49. — Maximum d'écart des vitesses.

qu'on peut obtenir en donnant au moteur la plus grande admission. On voit immédiatement que la plus grande vitesse possible en vol horizontal est mesurée par  $ma$ , et la plus petite par  $mb$ . On obtient donc les vitesses extrêmes en laissant au moteur toute sa puissance, et en mettant le gouvernail aux positions inscrites soit en  $a$ , soit en  $b$ . Quand la puissance est réduite, il faut donner au gouvernail, pour voler horizontalement, d'autres positions, intermédiaires entre  $a$  et  $b$ , et les vitesses réalisées sont comprises à l'intérieur de ce qu'on a appelé le « grand écart ».

Si on prend pour expression numérique de cet écart maximum le rapport en p. 100 des vitesses extrêmes, on obtient immédiatement cette valeur. L'échelle de  $V$  étant logarithmique et ayant 100 à son origine, il suffit de reporter le segment  $ab$  sur cette échelle : l'un des points  $a$  ou  $b$  étant à l'origine, le second point indiquera sur l'échelle l'écart maximum.

Dans l'exemple représenté par la figure et relatif au Morane-Saulnier, la puissance maximum est 30 *ch* : on lit une vitesse maximum de 93 *km/h* avec une incidence de 4°,5, une vitesse minimum de 70 *km/h* avec une incidence de 15°,5, et un rapport de 0,75 pour ces deux vitesses ; les positions du gouvernail se verraient par interpolation.

Il est évident qu'on peut réaliser un écart d'autant plus grand que P est plus grand, c'est-à-dire qu'il y a une plus grande réserve de puissance motrice. On se trouve pratiquement limité par la question de stabilité : si par exemple l'incidence inscrite en *a* était trop faible, l'appareil risquerait de s'engager, et pour obtenir la grande vitesse il ne faudrait pas donner le maximum de puissance.

Dans le cas général que nous venons d'envisager, nous avons admis que le pilote donne au gouvernail toutes les positions comprises entre *a* et *b*. En pratique, il en est rarement ainsi, parce que le mouvement qu'il faut imprimer au gouvernail pour produire un effet donné de montée ou de descente, a son sens changé quand on traverse une certaine position *c* (1). Cette position dépend à la fois de l'aéroplane et de son groupe motopropulseur, mais elle est ordinairement voisine de celle qui correspond à la tangente parallèle à l'axe des V, c'est-à-dire au minimum de puissance utile ; elle est, par suite, comprise en général entre *a* et *b*. Pour ne pas troubler leurs réflexes, les pilotes volent donc avec les positions du gouvernail comprises, soit entre *a* et *c* (premier régime), soit entre *c* et *b* (second régime). Alors il faut apporter à nos conclusions précédentes des modifications que la figure rend évidentes : le puissance P donne la vitesse maximum au premier régime, et la vitesse minimum au second ; pour avoir l'autre vitesse extrême, il faut réaliser une puissance ordinairement égale au minimum nécessaire pour voler.

### § 5. — Groupe motopropulseur.

Jusqu'à maintenant, nous avons regardé la puissance utile comme une variable au même titre que, par exemple, le poids.

En d'autres termes, nous avons étudié les propriétés de l'aéroplane

(1) Le diagramme de la figure 59 permet de déterminer ce point *c*, qui correspond à la tangente menée de l'origine à la courbe N.



lui-même, indépendamment du groupe motopropulseur dont il peut être muni ou dont il sera muni. En particulier, les procédés indiqués permettent de connaître la puissance utile et par conséquent de choisir ce groupe motopropulseur, quand on a arrêté définitivement les conditions à remplir.

Mais, dès que le groupe motopropulseur est déterminé, la puissance utile et la vitesse ne sont plus indépendantes. Pour chaque valeur  $V$  de la vitesse, en effet, la puissance utile dépend de l'hélice dont l'effort de

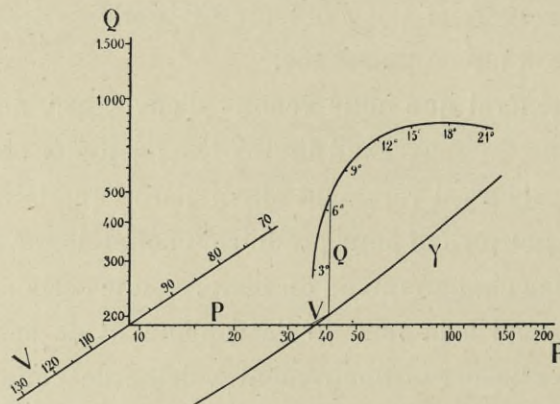


FIG. 50. — Courbe caractéristique d'un groupe motopropulseur.

traction varie en même temps que  $V$ , suivant une loi qui est fonction de l'ensemble du groupe motopropulseur.

Nous donnerons dans l'étude des hélices un procédé graphique qui permet de connaître  $P$  en fonction de  $V$ , d'après les courbes d'essais du moteur et de l'hélice. Supposons donc cette relation connue.

Pour l'appliquer à l'étude du fonctionnement d'un aéroplane, il suffit de porter sur le diagramme des polaires logarithmiques, figure 50, une série de valeurs correspondantes de la puissance utile  $P$  et de la vitesse  $V$  pour obtenir une courbe  $\gamma$  qui est le lieu des extrémités des segments  $P$  et  $V$ . Des verticales donnent les valeurs de  $Q$ . On voit immédiatement les valeurs corrélatives du poids et de la vitesse, que permettrait de réaliser le groupe motopropulseur appliqué à un aéroplane donné.

Sur la figure 50 nous avons construit la courbe caractéristique  $\gamma$  en prenant l'exemple, considéré plus loin dans l'étude des hélices, d'un

moteur Gnôme de 50 *ch*, et de l'hélice Chauvière n° 24 ayant un diamètre de 2,50 *m*. On trouve pour construire  $\gamma$  (v. chap. X. Groupe motopropulseur) :

P <i>ch</i>	= 28,8	31,0	33,9	35,5	36,4	37,0	37,0	36,5	35,0
V <i>km/h</i>	= 60	70	80	90	100	110	120	130	140

La polaire de la figure 50 est celle de l'appareil Blériot (v. Pl. XIV); la ligne P, V, Q tracée sur la figure montre que le groupe motopropulseur étudié permettrait de réaliser, avec le poids de 450 *kg*, une vitesse de 96 *km/h*, la puissance utile étant alors de 35 *ch* et l'incidence 7°.

On peut observer que la courbe  $\gamma$  est voisine d'une droite parallèle à l'échelle des V, c'est-à-dire que la puissance utile est assez sensiblement constante.

*Influence de l'altitude.* — Lorsqu'un pilote veut s'élever à de grandes altitudes, il est généralement amené à réduire l'admission pour conserver, à chaque cylindrée, une même composition au mélange explosif d'essence et d'air; la pratique montre que le nombre de tours se relève alors et tend à se rapprocher du nombre de tours normal. Mais il est bien évident que cette manœuvre ne s'effectue pas d'une manière continue et que l'ascension comprend des instants où le pilote réduit l'admission et d'autres où il ne touche pas au moteur.

Nous examinerons donc ces deux hypothèses de l'admission constante et du nombre de tours constant : la réalité étant vraisemblablement intermédiaire entre les deux cas. L'influence de l'altitude sur l'aéroplane, considéré indépendamment du groupe motopropulseur, est bien entendu la même dans les deux cas, et, pour en tenir compte, il faudra (v. page 73), faire partir le segment P, V, Q, du point  $\sqrt{\frac{\delta}{\delta_0}}$  de l'échelle des N, que l'on peut pour plus de commodité graduer en altitudes, d'après le tableau de la page 73.

Examinons les deux hypothèses envisagées plus haut.

a) *Admission constante.* — On peut admettre, en l'absence d'essais précis, qu'au moins jusqu'aux grandes altitudes, la puissance du moteur est réduite proportionnellement à la densité de l'air. Dans ce cas, les caractéristiques aux diverses altitudes s'obtiennent en remontant la courbe

initiale  $\gamma$  d'une hauteur mesurant, sur l'échelle des  $Q$ , la réduction  $\frac{\delta}{\delta_0}$  de la densité de l'air. (Pour 1.000 m, par exemple, où  $\frac{\delta}{\delta_0} = 0,89$ ,  $\gamma$  sera remonté de la distance qui sépare 890 et 1.000 sur l'échelle des  $Q$ .) Si, en effet, on fait partir le segment  $P$  du point  $\sqrt{\frac{\delta}{\delta_0}}$  de l'échelle des  $N$ , c'est-à-dire d'un point situé à  $\sqrt{8} \text{ Log } \sqrt{\frac{\delta}{\delta_0}}$  de l'origine (dont les projections sur les axes  $P$  et  $Q$  sont à une distance  $\text{Log } \frac{\delta}{\delta_0}$  de l'origine) et qu'on

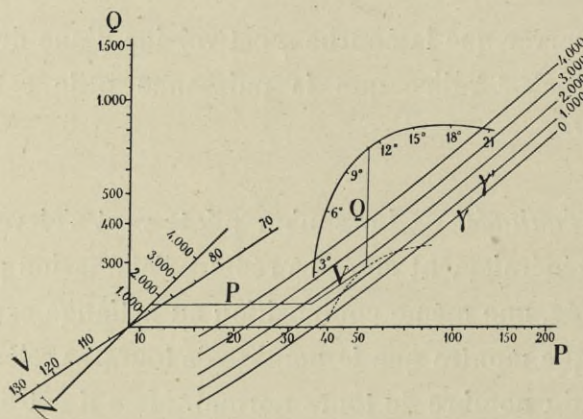


FIG. 51. — Influence de l'altitude, l'admission restant constante.

le réduise en même temps de  $\frac{\delta}{\delta_0}$ , le segment  $V$  est simplement relevé de  $\frac{\delta}{\delta_0}$  parallèlement à l'échelle des  $Q$ .

Nous avons tracé la figure 51 en faisant cette approximation et en partant de la courbe  $\gamma$  de la figure 50.

Cherchons par exemple la hauteur maximum que pourrait atteindre un appareil Blériot du poids de 450 kg, muni du groupe motopropulseur dont les caractéristiques  $\gamma$  sont celles de la figure 51, où est également représentée la polaire de l'aéroplane. En portant le segment  $Q$  à partir de la polaire, on a, pour lieu de l'extrémité de ce segment, la courbe pointillée qui coupe les caractéristiques des altitudes inférieures ou égales à 1.500 m. L'altitude maximum serait donc 1.500 m et la vitesse et l'incidence correspondantes seraient, comme on le lit sur la figure, 88 km/h et 11°.

b) *Nombre de tours constant.* — Dans ce cas, le tableau des valeurs correspondantes de la puissance utile près du sol  $P_0$ , et de la vitesse  $V$ ,

peut être dressé, comme nous le verrons à propos des hélices, par une lecture directe du diagramme de l'hélice. Le moteur n'intervient plus que pour donner à l'hélice un nombre de tours constant, en sorte qu'on n'a plus besoin de connaître la variation de sa puissance avec la densité de l'air, sinon pour déterminer le maximum de puissance disponible.

En considérant encore l'hélice n° 24 de 2,50 m de diamètre, on trouve pour valeurs correspondantes de  $P_0$  et  $V$  :

$P_0$ . . . . .	35,5	37	37,4	36	32,5	27,5	21	11
$V$ . . . . .	60	70	80	90	100	110	120	130

(Le même diagramme donne aussi les valeurs corrélatives de  $P_m$  :

$P_m$ . . . . .	58	56,4	53	48,3	43,2	37	30,5	21
-----------------	----	------	----	------	------	----	------	----

Il faut que le moteur soit capable de fournir  $P_m \frac{\delta}{\delta_0}$  quand la densité de

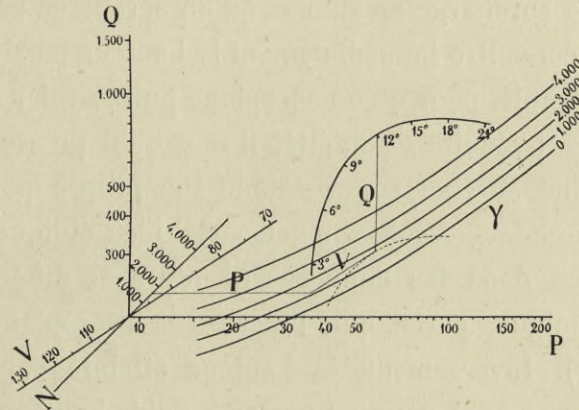


FIG. 52. — Influence de l'altitude, le nombre de tours étant maintenu constant.

l'air est  $\delta$  : on voit que le moteur de 50 ch, du cas précédent, serait trop faible aux altitudes pour lesquelles la vitesse est inférieure à 85 km/h environ.)

Ayant cette série de valeurs correspondantes de  $P_0$  et  $V$ , on peut tracer la caractéristique  $\gamma$  près du sol (fig. 52). Pour en déduire les caractéristiques aux diverses altitudes, il suffit comme plus haut de remonter  $\gamma$  d'une hauteur mesurant  $\frac{\delta}{\delta_0}$  sur l'échelle de  $Q$  : en effet, le nombre de tours étant constant, la puissance utile de l'hélice est encore proportionnelle à la densité de l'air.

Comme dans le cas précédent, la polaire de cette figure est celle de

l'appareil Blériot, et le tracé des segments P, Q, V se rapporte à la hauteur maximum atteinte avec un poids  $Q = 450 \text{ kg}$ ; cette hauteur, ainsi que la vitesse et l'incidence correspondantes, sont à peu près les mêmes que pour le cas de l'admission constante :  $1600 \text{ m}$ ,  $87,5 \text{ km/h}$  et  $12^\circ$ .

Dans les deux cas particuliers que nous venons d'examiner, on peut faire une remarque intéressante. Si on transportait un aéroplane, volant d'abord près du sol, à une hauteur  $H$ , en réduisant son poids dans le rapport  $\frac{\delta}{\delta_0}$ , l'équilibre de l'aéroplane se ferait dans les mêmes conditions de vitesse et d'incidence que précédemment, puisque chacune des forces agissant tant sur l'hélice que sur l'aéroplane, se trouverait simplement réduite dans le rapport  $\frac{\delta}{\delta_0}$ . Ainsi, avec l'aéroplane pesant  $Q \frac{\delta}{\delta_0}$  et volant à la hauteur  $H$ , tout se passe comme avec l'aéroplane pesant  $Q$  et volant à faible hauteur : la surcharge maximum qu'un aéroplane peut porter près du sol fait donc connaître immédiatement la hauteur maximum qu'il peut atteindre. Par exemple, pour qu'un aéroplane puisse voler à  $5000 \text{ m}$ , où la pression de l'air est réduite de moitié, il faut qu'il puisse voler près du sol en portant une surcharge qui double son propre poids; et, chose importante, les circonstances de son vol, aussi bien oblique qu'horizontal, seront les mêmes dans les deux cas (il n'y a de différence que pour la stabilité dynamique, parce que l'inertie de l'aéroplane ne varie pas avec la hauteur). Inversement, la hauteur atteinte par un aéroplane indique la surcharge qu'il pourrait porter à faible hauteur. En définitive, tant qu'on peut admettre que la puissance du moteur reste proportionnelle à la densité de l'air, ou tant que le nombre de tours du moteur est maintenu constant, il y a équivalence complète entre un accroissement de poids et une diminution de l'altitude maximum que l'on peut atteindre.

### § 6. — Cas d'une trajectoire inclinée.

Pour compléter l'étude de l'équilibre d'un aéroplane, il faut examiner la montée et la descente de l'appareil, c'est-à-dire le vol suivant une trajectoire inclinée. Les polaires logarithmiques permettent de le représenter, mais moins commodément que nos polaires ordinaires à échelles égales.

En prenant le vecteur de ces dernières polaires pour représenter la résistance de l'air, il suffit de compléter le triangle des trois forces agissant sur l'aéroplane pour en déduire un diagramme simple du fonctionnement de l'appareil, celui-ci étant défini par sa polaire, son poids, la position de son centre de gravité (supposé, pour simplifier, sur l'axe de l'hélice) et les caractéristiques de son groupe moto-propulseur.

Soient en effet (fig. 53)  $RV^2$  la résistance de l'air,  $F$  la traction de l'hélice,  $Q$  le poids,  $i'$  l'incidence, comptée à partir de l'axe de l'hélice, et  $\alpha$  l'angle de la trajectoire sur l'horizontale. La direction de la vitesse relative, comme le montre la figure, est inclinée de  $90^\circ + \theta$  sur  $RV^2$ , de  $i'$  sur  $F$  et de  $90^\circ + \alpha$  sur  $Q$ . Les angles  $\theta$  et  $i'$  étant connus pour chaque point de la polaire, on peut tracer sur le diagramme de la polaire ordinaire  $M$  (fig. 54) le triangle des forces en équilibre, en menant les vecteurs  $\frac{F}{V^2}$  et  $\frac{Q}{V^2}$  qui doivent former avec  $R$  un triangle fermé  $Oab$  : on vient de voir en effet que  $ab$  fait avec  $OR_x$ , direction de la vitesse relative, un angle égal à

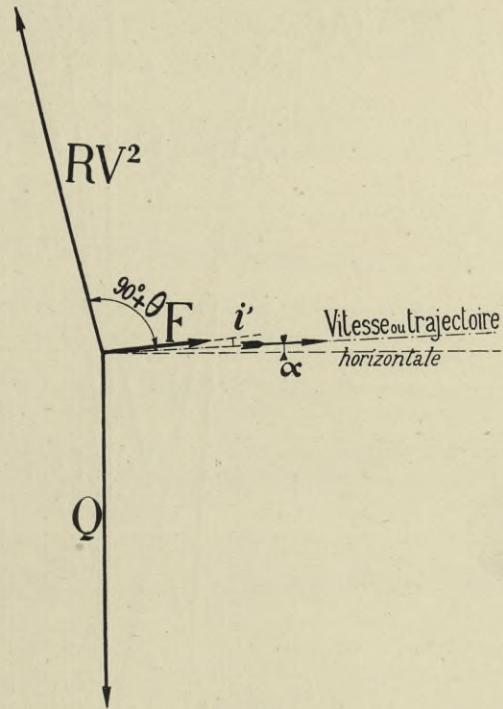


FIG. 53.

l'incidence  $i'$ , qui est inscrite sur la polaire ; d'autre part, un tableau tel que celui de la page 79 permet de calculer, d'après les données du groupe motopropulseur,  $\frac{F}{V^2} = \frac{P}{V^3}$  en fonction de  $V$  et par suite de  $\frac{Q}{V^2}$ , c'est-à-dire  $ab$  en fonction de  $Ob$ . Le segment  $Ob$  donne  $V$ , puisque  $Q$  est connu ; l'angle  $bOR_x$  est l'angle que fait  $Q$  avec la perpendiculaire à la vitesse relative, c'est-à-dire l'angle  $\alpha$  de la trajectoire avec l'horizontale ; enfin  $a$  indique sur la polaire la position correspondante du gouvernail de profondeur (voir p. 74 et fig. 48). En répétant cette construction pour une série de points de la polaire, on obtient pour lieu de  $b$  une courbe  $N$ , qui montre les variations corrélatives des caractéristiques du vol de

l'aéroplane. Ce diagramme est dû à MM. Joukowski et Margoulis (1).

La figure 54 se rapporte à l'appareil Blériot pesant 450 kg et muni du groupe motopropulseur que nous avons étudié page 77. La polaire et les positions (A), (B), (C) du gouvernail ont été déterminées d'après la

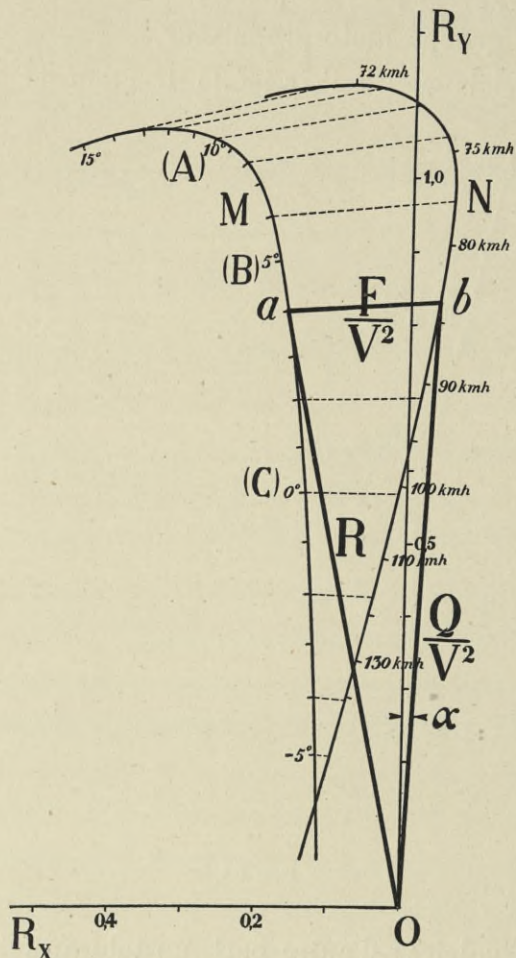


FIG. 54. — Emploi de la polaire ordinaire dans le cas du vol oblique.

un déplacement de sens contraire (second régime). Au premier régime les vitesses sont toutes plus grandes qu'au second, et les angles d'incidence tous plus petits : les limites de ces quantités sont celles de l'inversion des commandes, c'est-à-dire  $V = 78 \text{ km/h}$  et  $i' = 6^\circ$ .

planche XIV (voir aussi chapitre VI, p. 192) en remplaçant  $i$  par sa valeur en fonction de  $i'$  :  $i = i' + 6^\circ$ .

Voyons rapidement, à titre d'exemples, quelques déductions qu'on peut tirer de cette figure. Les positions (A) et (C) du gouvernail correspondent sensiblement aux points d'intersection de  $OR_Y$  avec N, c'est-à-dire au vol horizontal, puisque alors  $\alpha$  est nul. Quand le gouvernail aura sa position comprise dans l'intervalle (A) (C), l'aéroplane montera ; l'angle  $\alpha$  de montée maximum, donné par la tangente menée de O à N, a lieu à peu près pour la position (B) du gouvernail. Cette position est celle de l'inversion des commandes, puisque si le gouvernail est par rapport à (B), du côté de (C), il faudra, pour monter par exemple, le déplacer dans la direction (C) (B) (premier régime de vol) ; s'il est du côté de (A), il faudra

(1) Cours d'Aéronautique de l'École impériale technique de Moscou (1909-1910), par M. Joukowski.

*Manœuvre par le moteur seul.* — Nous indiquerons en terminant un diagramme pour le cas où la montée et la descente de l'aéroplane se font en agissant seulement sur le moteur, le gouvernail ne servant, en cas de besoin, que pour rétablir l'équilibre, et l'appareil conservant ainsi une incidence normale invariable, choisie de manière à donner à la fois une bonne stabilité et un faible rapport  $\frac{R_x}{R_y}$ .

Le fonctionnement de l'aéroplane est alors représenté par un diagramme très simple proposé par M. Alexandre See (voir *Aérophile* du 1<sup>er</sup> novembre 1911). Le poids de l'appareil étant mesuré par AB (fig. 55), construisons le triangle ABC ayant en A l'angle  $\theta$  et en B l'angle  $90^\circ - i'$ , et traçons le cercle passant par ABC. Nous allons démontrer qu'un point quelconque M, pris sur ce cercle à droite de AB, représente un régime de fonctionnement de l'appareil : 1° BM mesurant la traction F exercée par l'hélice (c'est-à-dire, en définitive, la variable indépendante); 2° AM étant proportionnel au carré de la vitesse ; 3° l'angle CBM étant l'inclinaison  $\alpha$  de la trajectoire sur l'horizontale. En effet, il suffit pour le voir de considérer les forces en jeu (fig. 53); la traction de l'hélice forme un angle  $90^\circ + \alpha + i'$  avec le poids Q, et un angle  $90^\circ + \theta - i'$  avec la résultante  $RV^2$ . Or, dans la figure 55, l'angle de BM et du prolongement de AB est  $90^\circ + \alpha + i'$  et l'angle extérieur en M du triangle BMA est égal à l'angle extérieur en C du triangle BCA, c'est-à-dire à  $90^\circ - i' + \theta$ . Le triangle ABM représente donc bien le triangle des forces qui se font équilibre sur l'aéroplane, BM étant la traction F de l'hélice, et AM la résultante  $RV^2$ ; enfin l'angle CBM mesurant l'inclinaison  $\alpha$  de la trajectoire sur l'horizontale.

Si l'angle  $i'$  est nul, c'est-à-dire si l'axe de l'hélice a la direction, invariable par rapport à l'appareil, du vent relatif, AC est un diamètre du cercle, et la vitesse est maximum quand la trajectoire est horizontale, puisque le diamètre AC correspond à  $\alpha = 0$ . La vitesse est d'ailleurs sensiblement constante, tant que la direction de la trajectoire n'est pas

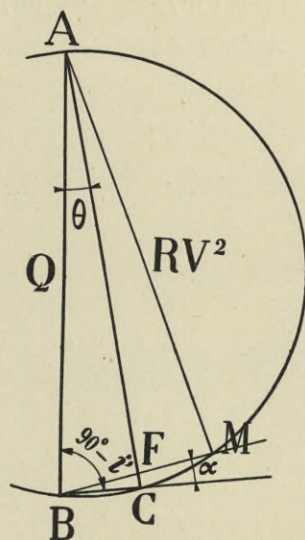


FIG. 55. — Diagramme pour le cas où la descente et la montée se font par le moteur.



très écartée de l'horizontale. L'exemple donné par la figure 55 est le diagramme de vol de l'appareil Blériot dont le gouvernail serait calé à la position (C) (Pl. XIV) et dont le centre de gravité serait disposé pour que l'angle de l'axe de l'hélice avec la trajectoire fût  $i' = 12^\circ$ ; l'angle  $\theta$  est  $11^\circ,7$  et la valeur de R est  $0,805 \text{ kg}$ .

En supposant un poids Q de  $450 \text{ kg}$ , l'échelle de la figure est déterminée : on voit qu'en vol horizontal, la traction BC de l'hélice est de  $90 \text{ kg}$  et la vitesse de  $\sqrt{\frac{450}{0,805}} = 23,6 \text{ m/sec} = 85 \text{ km/h}$ . Pour monter sous un angle  $\text{CBM} = 10^\circ$ , il faudrait une traction BM égale à  $180 \text{ kg}$ , double de la précédente, et la vitesse correspondante serait  $\sqrt{\frac{423}{0,805}} = 23,3 \text{ m/sec} = 84 \text{ km/h}$ .

---

## CHAPITRE III

### ÉTUDE DE CORPS RONDS OU FUSELÉS

---

Dans ce chapitre et dans ceux qui vont suivre, nous exposons les résultats des expériences faites au laboratoire d'Auteuil. Suivant notre habitude, les courbes qui les représentent sont toujours accompagnées des points fournis par les essais et même des valeurs numériques faisant l'objet des tableaux détaillés de l'Atlas. Il nous paraît en effet qu'on ne peut présenter comme des documents ayant un véritable caractère scientifique des courbes régulières tracées à la main et toujours plus ou moins arbitraires, si on n'y fait pas figurer les points eux-mêmes qui ont servi à les dessiner et qui en constituent le contrôle indispensable.

Nous commencerons par l'étude des corps ronds tels que sphères, cylindres, fils, etc..., pour lesquels nous avons déjà remarqué au Champ-de-Mars quelques anomalies, et que nos moyens actuels plus puissants nous ont permis d'étudier de plus près.

#### § 1. — Sphères (1).

Quoique les sphères soient les corps dont la forme géométrique est la plus simple, on est encore très peu fixé sur la résistance qu'elles offrent à l'air en mouvement.

En adoptant la formule habituelle  $R = KSV^2$ , dans laquelle  $R$  est la résistance totale,  $S$  la surface diamétrale,  $V$  la vitesse et  $K$  le coefficient numérique représentant la résistance unitaire, nous avons trouvé, au laboratoire du Champ-de-Mars, que la valeur de  $K$  est 0,011,

(1) C. R. de l'Académie des Sciences du 30 décembre 1912.

chiffre voisin de celui qu'avait antérieurement obtenu le colonel Renard (0,0135). Le principal laboratoire aérodynamique allemand, celui de Göttingen, a attribué à ce coefficient une valeur deux fois et demie plus forte, en adoptant le chiffre 0,0275, à peu près égal à celui trouvé

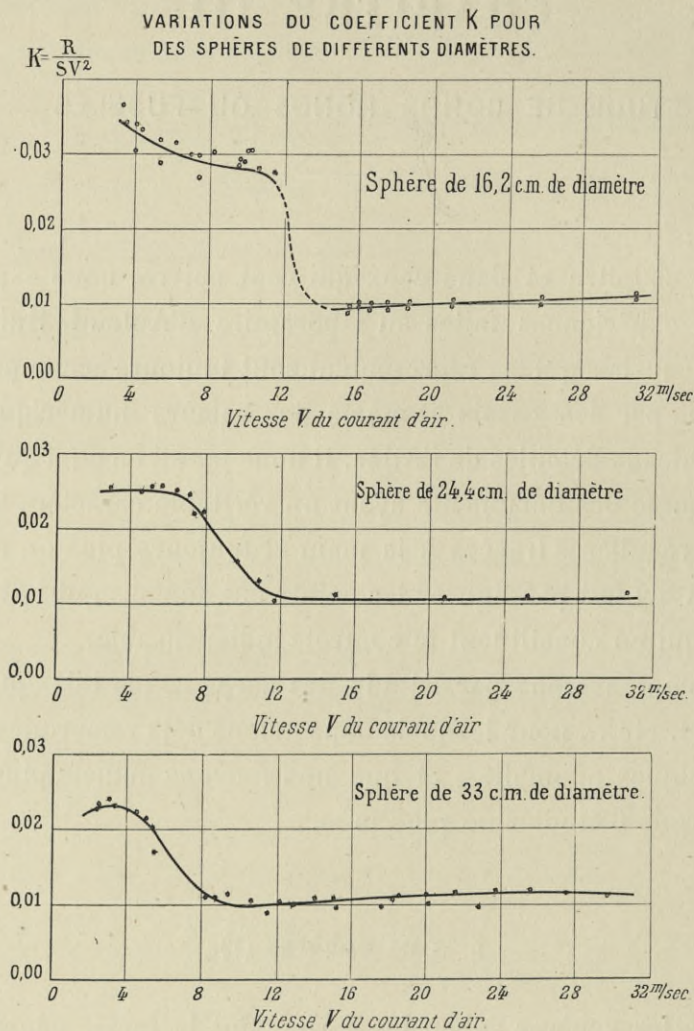


FIG. 56. — Résistances unitaires  $K$  des sphères, en fonction de la vitesse.

antérieurement par von Lössl. Ces divergences tiennent, comme on va le voir, à une influence de la vitesse qu'on était loin de soupçonner.

Nos nouveaux essais, effectués avec la balance pendule, ont porté sur trois sphères ayant pour diamètres 16,2, 24,4 et 33 cm, et placées dans un vent dont la vitesse variait de 2 m à 30 m par seconde.

Les valeurs du coefficient  $K$ , déterminées pour chacune des sphères à différentes vitesses, sont représentées par les courbes de la figure 56

et contenues dans les tableaux de l'Atlas. Ces valeurs sont fortes aux petites vitesses et décroissent rapidement quand la vitesse augmente; à partir d'une certaine vitesse, elles restent à peu près constantes et deviennent alors très voisines du coefficient 0,011 que nous avons donné.

La vitesse critique varie d'ailleurs avec le diamètre de la sphère et diminue quand ce diamètre augmente. Pour la sphère de 16 *cm*, elle est d'environ 12 *m*; elle tombe à un peu moins de 7 *m* pour la sphère de 24 *cm* et à 4 *m* pour celle de 33 *cm* (1).

Aux vitesses inférieures à la vitesse critique, les coefficients diffèrent peu de ceux indiqués par le laboratoire de Göttingen. Si ce laboratoire n'a pas trouvé la valeur 0,011, c'est tout simplement parce qu'il lui était impossible d'opérer à une vitesse supérieure à celle de 10 *m*. Cet exemple montre bien la nécessité d'expérimenter à de grandes vitesses, lesquelles peuvent déceler de nouvelles phases dans les phénomènes.

Les courbes des valeurs du coefficient *K*, ainsi que celles de la résistance elle-même, qui sont données dans la figure 57, sont très imprévues. Elles montrent que :

1° La loi du carré de la vitesse et la loi de proportionnalité à la surface ne sont applicables qu'aux vitesses supérieures à la vitesse critique, pour lesquelles on obtient le coefficient *K* à peu près constant et voisin de 0,01;

2° Au-dessous de cette vitesse, ces deux lois ne sont pas applicables; en effet, les trois sphères donnent des vitesses critiques tout à fait différentes et les coefficients *K* varient dans d'assez grandes limites.

Si l'on considère maintenant la résistance totale (fig. 57) on voit très

(1) Lord Rayleigh, l'éminent directeur du National Physical Laboratory, a adressé une note à l'Académie des Sciences (C. R. de l'Académie des Sciences du 13 janvier 1913) dans laquelle il a fait remarquer que les produits *vd* de la vitesse critique par le diamètre de la sphère sont à peu près constants.

Ces produits de deux quantités variant inversement semblent en effet se rapprocher d'une constante. Cependant, d'après nos résultats, on trouve qu'ils ont sensiblement les valeurs suivantes :  $12 \times 0,162 = 1,94$ ;  $6,5 \times 0,244 = 1,58$ ;  $4 \times 0,33 = 1,32$ .

Ces chiffres présentent entre eux une assez grande différence.

Si on représentait nos résultats, comme on l'a proposé, en prenant comme abscisses *vd*, on trouverait des courbes qui, comme les nôtres, se superposent aux grandes vitesses et présentent de notables différences aux petites.

Nous ferons remarquer que le capitaine Costanzi, de la Brigata Specialisti, à Rome, a constaté la même diminution brusque de *K* avec des sphères immergées dans l'eau.

Avec une sphère de 100 *mm* de diamètre, il a observé une vitesse critique aux environs de 2,75 *m/sec* et avec une sphère de 200 *mm* il en a trouvé une aux environs de 1 *m/sec*.

nettement, pour la petite sphère surtout, qu'il y a une région où, quand le vent augmente, l'effort diminue, ce qui semble tout à fait paradoxal.

Nous avons vérifié ce fait en suspendant les sphères par deux fils très fins ne permettant qu'un déplacement dans le sens du courant d'air

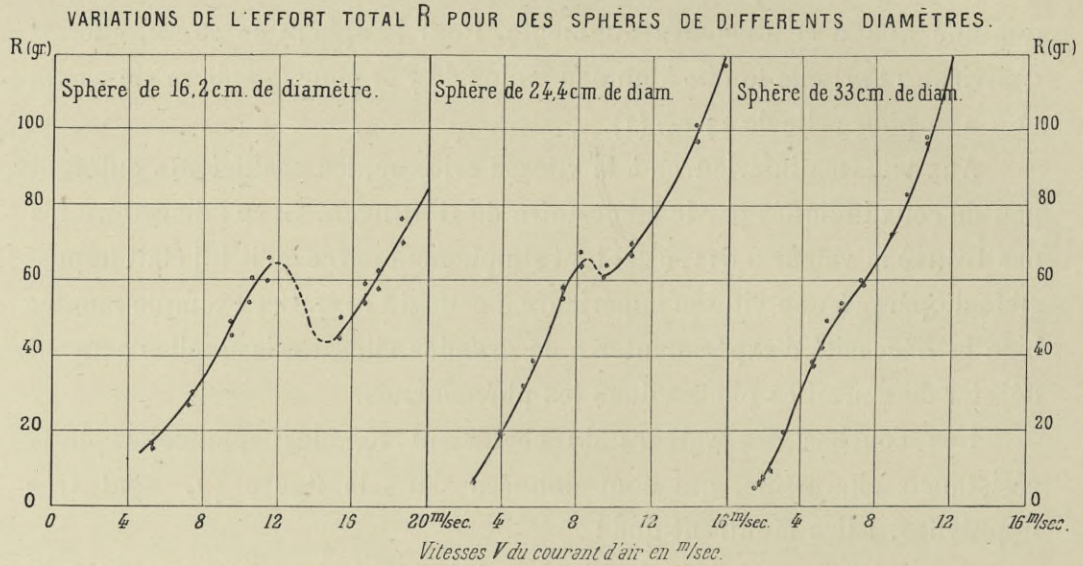


Fig. 57. — Résistance totale R des sphères en fonction de la vitesse.

et en observant, au moyen de notre lunette de visée, l'inclinaison sur la verticale du plan de ces deux fils (fig. 58).

L'observation de la petite sphère donne, entre autres, les résultats suivants :

Angles $\alpha$ des fils avec la verticale. . .	8°,0	10°,1	8°,6	10°,6	13°,0
Vitesse du courant d'air en m/sec. . .	10,0	10,60	13,15	15,30	17,7

On voit que, lorsqu'on passe de la vitesse de 10,60 m/sec à celle de 13,15 m/sec, l'angle  $\alpha$  diminue depuis 10°,1 jusqu'à 8°,6, autrement dit l'effort de l'air diminue quand la vitesse augmente de 10,6 à 13,15 m/sec (1).

Ces anomalies tiennent, suivant nous, à ce qu'il existe deux régimes d'écoulement de l'air autour des sphères, comme on peut s'en assurer en examinant la marche des filets à l'aide d'un fil léger porté par une tige

(1) Les coefficients déduits de ces mesures, en tenant compte de la résistance des fils, sont les mêmes que les coefficients trouvés à la balance. Cette expérience prouve donc que notre mode d'attache à la balance, qui consiste à tenir la sphère par une tige horizontale fixée à l'arrière (Voir fig. 14), n'introduit pas d'erreurs. Le mode d'attache a en effet de l'influence : ainsi, dans des essais effectués en fixant la sphère par une tige verticale, de surface non négligeable, nous avons obtenu des coefficients notablement trop forts.

très mince. Au-dessous de la vitesse critique, il se forme à l'arrière un cône de tourbillons, d'une longueur presque égale au diamètre de la sphère, et analogue à celui qui se produit à l'arrière des plaques frappées

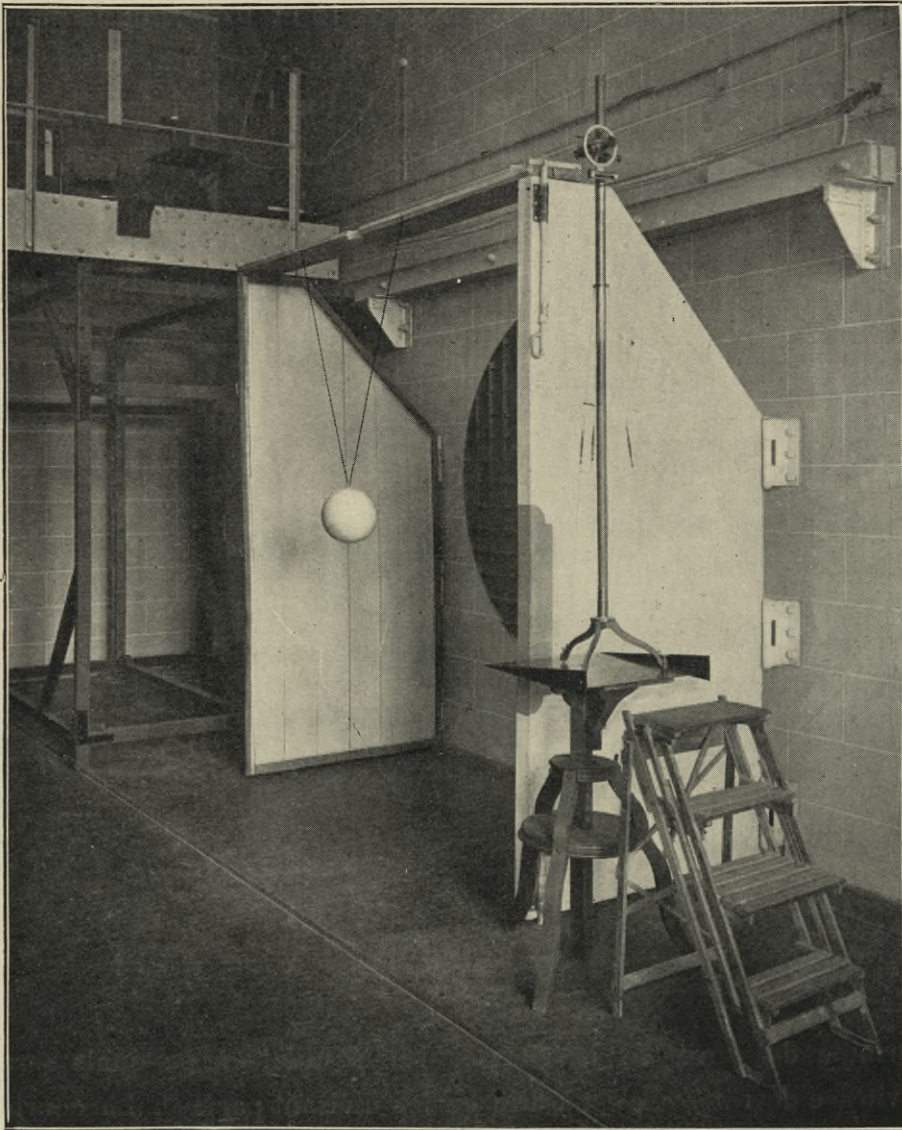


FIG. 58. — Essais d'une sphère suspendue à des fils.

normalement par le vent. Au-dessus de cette vitesse critique, existe le nouveau régime, pour lequel ces tourbillons ont disparu et se trouvent remplacés par de l'air qui n'est relativement pas troublé.

Nous avons complété cette étude par le relevé des pressions locales

sur la sphère de 16,2 *cm* de diamètre. Nous avons déterminé ces pressions en faisant communiquer l'intérieur de la sphère creuse avec un manomètre et en débouchant successivement à sa surface des trous, de très petites dimensions, aux points où l'on mesurait la pression. Les vitesses auxquelles nous avons opéré sont 10 et 16 *m/sec*; la première est inférieure et l'autre supérieure à la vitesse critique. Les résultats sont représentés fig. 59 (voir aussi Atlas). Sur cette figure, la courbe pointillée est celle que l'on déduit de l'essai à 10 *m/sec*, en ramenant, par

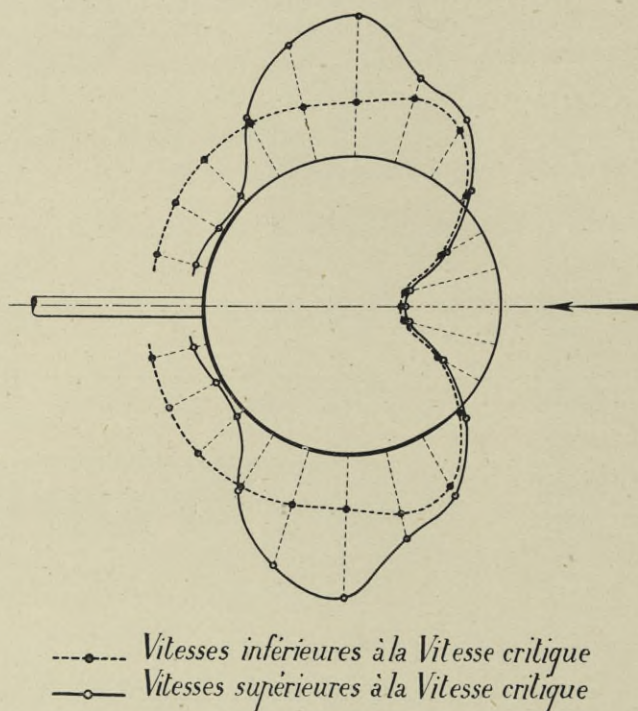


FIG. 59. — Distribution des pressions sur la sphère de 16,2 *cm* de diamètre.

la formule du carré de la vitesse, les résultats à ce qu'ils seraient à la vitesse de 1 *m/sec*, c'est-à-dire en les divisant par 10<sup>2</sup>. La courbe en trait plein est relative aux essais à 16 *m/sec*, en ramenant de même, par la formule du carré de la vitesse, les résultats à ce qu'ils seraient à 1 *m/sec*, c'est-à-dire en les divisant par 16<sup>2</sup>. Les résultats ainsi réduits sont représentés, pour les deux courbes, à l'échelle de 25 *mm* pour  $\frac{1}{10}$  *mm* d'eau.

A l'avant, il y a un régime de surpressions qui s'étend sur un angle de 70° environ; les pressions données par les deux essais, ramenées à

1 *m/sec*, sont sensiblement égales, c'est-à-dire qu'en cette région les pressions locales varient proportionnellement au carré de la vitesse.

Dans le reste de la sphère, règnent des dépressions qui se répartissent différemment suivant qu'elles se rapportent à des essais faits au-dessous ou au-dessus de la vitesse critique. Au point de vue de la résistance à l'avancement, les dépressions les plus importantes à considérer sont celles qui se produisent à l'arrière : on voit qu'elles sont proportionnellement beaucoup plus fortes pour la vitesse de 10 *m/sec* que pour celle de 16 *m/sec* : c'est ce qui explique pourquoi l'on trouve aux petites vitesses les coefficients *K* les plus élevés.

§ 2. — Expériences sur des coupes hémisphériques convexe et concave.

Nous avons complété cette étude par celle d'une coupe hémisphérique de 25 *cm* de diamètre se présentant au vent soit par sa face convexe, soit par sa face concave.

Les courbes de la figure 60 résument nos résultats. La courbe 1 est

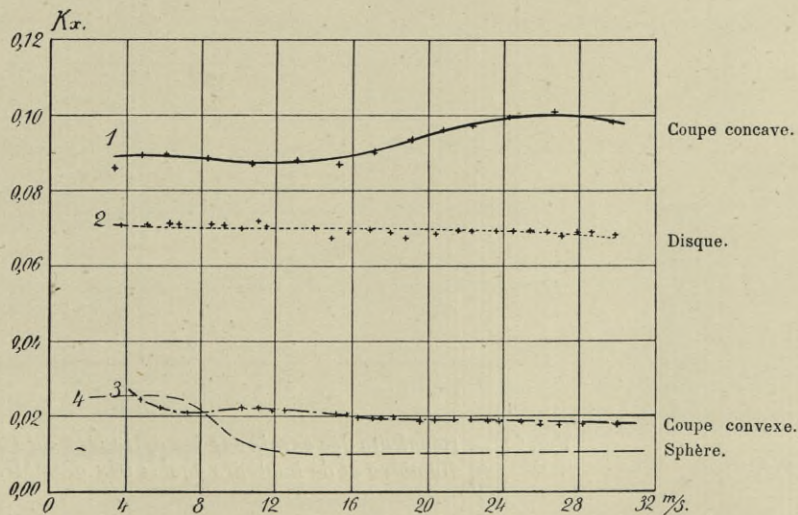


FIG. 60. — Résultats des essais sur les coupes, le disque et la sphère de 25 *cm* de diamètre.

relative à la coupe concave, la courbe 3 à la coupe convexe. Quant à la courbe 2, c'est celle d'un disque plan de même diamètre que les coupes.



Nous avons rapproché de ces courbes celle de la sphère de même diamètre (courbe 4).

Le coefficient  $K$  du disque diminue très légèrement avec la vitesse. Il passe, entre 4  $m$  et 30  $m/sec$ , de 0,071 à 0,069. Les expériences de chute à la Tour Eiffel avaient donné, entre 20  $m$  et 40  $m/sec$ , un coefficient moyen sensiblement le même : 0,068.

Les coefficients  $K$  des deux coupes varient avec la vitesse, mais dans des proportions beaucoup moindres que pour les sphères. Le coefficient  $K$  de la coupe concave croît depuis 0,09 jusqu'à 0,10, qui paraît un maximum, et celui de la coupe convexe diminue légèrement à mesure que la vitesse augmente, en restant en moyenne voisin de 0,02.

### § 3. — Expériences sur des cylindres dont les génératrices sont perpendiculaires au vent.

Les expériences sur les cylindres dont les génératrices sont perpen-

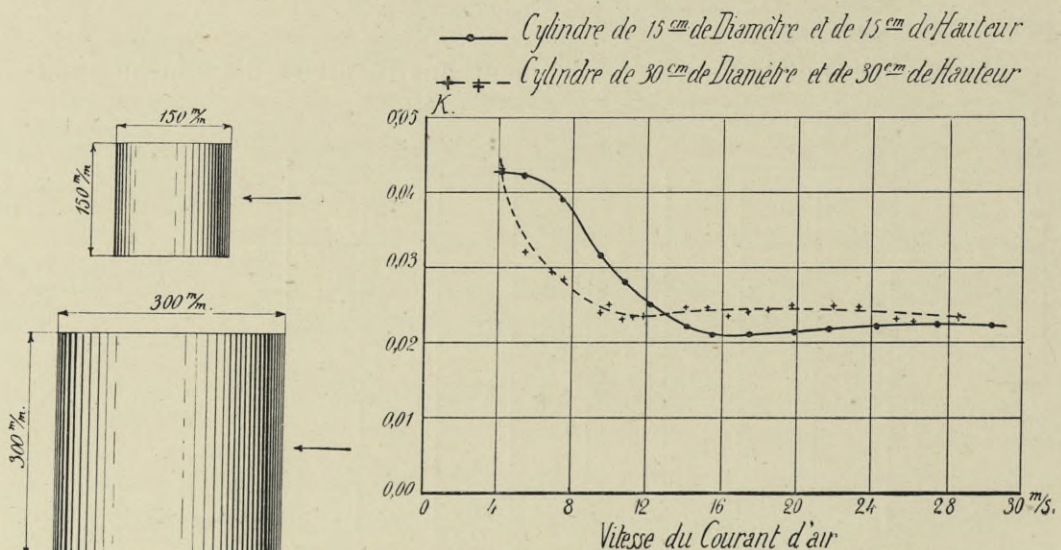


FIG. 61.

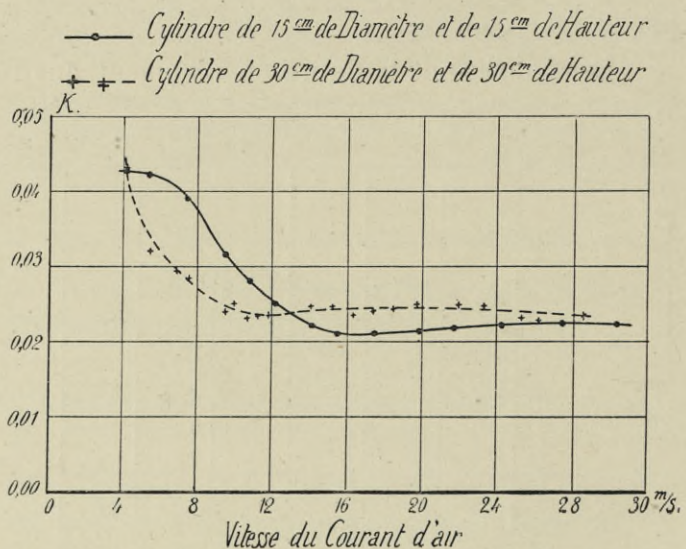


FIG. 62. — Résultats des essais sur les cylindres de 15 et 30  $cm$  de diamètre et de hauteurs égales aux diamètres.

diculaires au vent conduisent à des résultats qui se rapprochent beaucoup de ceux que l'on observe avec des sphères.

La figure 62 contient les résultats d'essai de deux cylindres ayant respectivement 15 et 30  $cm$  de diamètre et des hauteurs égales au diamètre (fig. 61).

On voit que le coefficient  $K$  de la formule  $R = KSV^2$ , où  $S$  est la surface du maître-couple offerte au vent, diminue brusquement à partir d'une certaine vitesse critique. Cette vitesse critique varie avec le diamètre du cylindre. Comme pour les sphères, elle est d'autant plus élevée que le diamètre du cylindre est plus petit.

A partir de  $16 \text{ m/sec}$  pour le petit cylindre et de  $10 \text{ m/sec}$  pour le gros, le coefficient  $K$  reste pratiquement constant jusqu'à  $30 \text{ m/sec}$ . Il est alors un peu plus élevé pour le cylindre de  $30 \text{ cm}$  que pour celui de  $15 \text{ cm}$  :  $0,025$  au lieu de  $0,022$ .

L'influence de la hauteur du cylindre se voit nettement sur le diagramme de la figure 64. Ce diagramme contient les résultats d'expérience de quatre cylindres ayant uniformément  $15 \text{ cm}$  de diamètre, mais présentant des hauteurs différentes et égales respectivement à  $7,5$ ,  $12$ ,  $15$  et  $22,5 \text{ cm}$  (fig. 63).

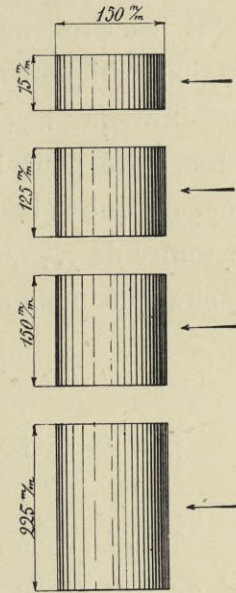


FIG. 63.

Pour le cylindre de  $7,5 \text{ cm}$  (courbe 1) qui est le plus aplati, le coefficient

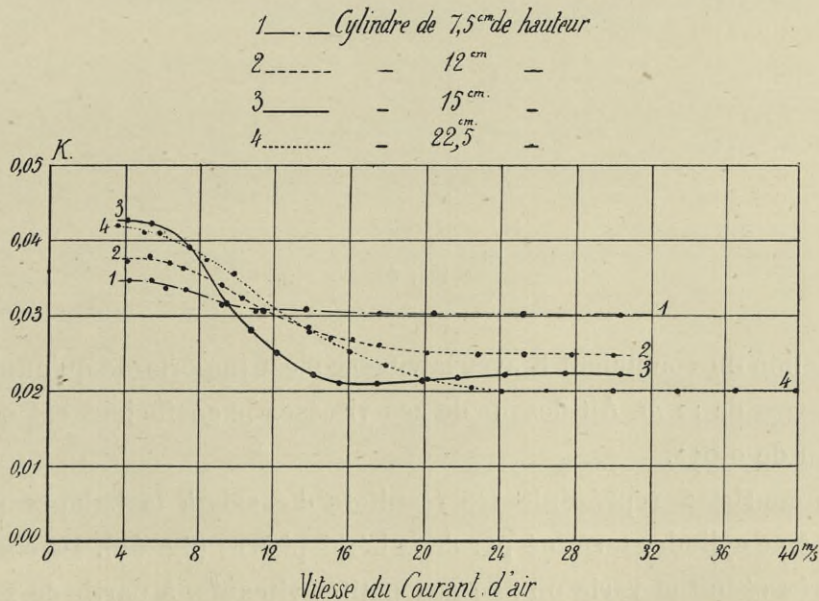


FIG. 64. — Résultats des essais sur les cylindres de  $15 \text{ cm}$  de diamètre et de différentes hauteurs.

$K$  varie très légèrement avec la vitesse. Avec le cylindre de  $12 \text{ cm}$  (courbe 2) les variations sont plus accusées, et le coefficient  $K$ , qui est de  $0,038$  aux

vitesse comprises entre 4 et 8  $m/sec$ , tombe à 0,025 à partir de 15 à 16  $m$  pour demeurer ensuite constant. Le cylindre de 15  $cm$ , dans lequel on peut inscrire une sphère, est celui dont le coefficient présente dans la région critique les variations les plus rapides.

Lorsque le coefficient  $K$  est devenu constant avec la vitesse, il est plus élevé pour le cylindre le plus plat et il diminue régulièrement à mesure que la hauteur du cylindre augmente. Ainsi, il est de 0,03 pour le cylindre de 7,5  $cm$  et de 0,02 seulement pour celui de 22,5  $cm$ . On remarquera que nous avons poussé jusqu'à 40  $m/sec$  l'essai de ce dernier.

#### § 4. — Cylindres dont les génératrices sont parallèles au vent.

Nous avons repris l'étude d'un long cylindre de 15  $cm$  de diamètre et de 1,05  $m$  de longueur, que nous avons déjà essayé au Champ-de-Mars (fig. 65). La courbe 1 de la figure 66 représente nos résultats d'essais.

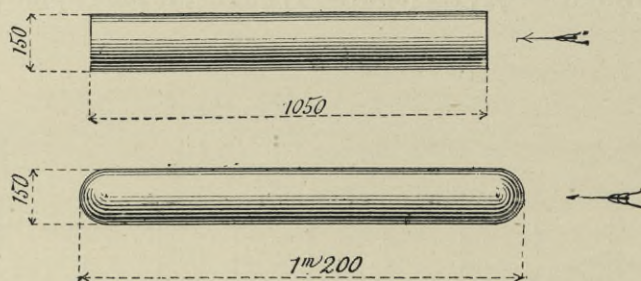


FIG. 65.

La variation du coefficient  $K$  avec la vitesse n'est importante qu'au-dessous des vitesses de 12  $m$ . Au-dessus de ces vitesses le coefficient est constant et voisin de 0,052.

La courbe 2 représente les résultats d'essais à la balance pendule de ce même cylindre terminé par deux hémisphères (fig. 65). Le coefficient  $K$  est très réduit et varie un peu aux petites vitesses. A partir de 20  $m$ , on a sensiblement  $K = 0,014$ .

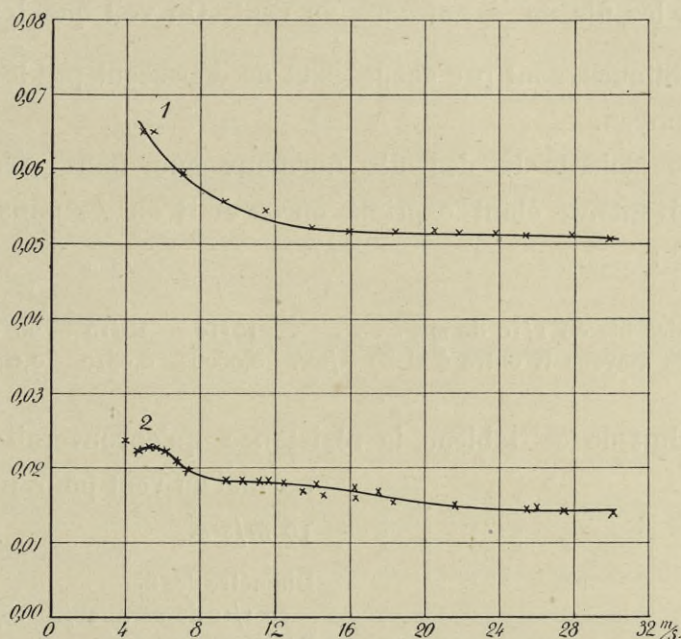


FIG. 66. — Résultats des essais sur les cylindres dont les génératrices sont parallèles au vent.

### § 5. — Expériences sur les fils.

On avait trouvé au Champ-de-Mars un coefficient  $K$  égal à 0,063 pour des fils de  $\frac{27}{10}$  mm, normaux au vent.

Ces expériences ont été reprises au laboratoire d'Auteuil à des vitesses allant de 4 à 30 m/sec et avec des fils de  $\frac{10}{10}$ ,  $\frac{15}{10}$ ,  $\frac{20}{10}$  et  $\frac{25}{10}$  de mm de diamètre. Ces fils étaient tendus au nombre de 10 entre les deux tiges horizontales d'un double T (fig. 67) que nous avons préalablement taré. L'écartement des tiges horizontales était de 0,60 m, de sorte que les mesures ont porté sur des longueurs de fils de 6 m.

*Fils normaux au vent.* — Les essais nous ont conduit à un résultat expérimental très simple. La résistance par mètre courant de fil peut s'exprimer par  $K.d.V^2$ ,  $d$  étant le diamètre du fil; le coefficient  $K$  de résistance unitaire est pratiquement indépendant de ce diamètre.

La courbe de la figure 68 donne les variations de  $K$  en fonction de la

vitesse pour les fils de  $\frac{10}{10}$  normaux au vent. On voit que les variations, bien que continues, sont peu accusées et ne dépassent pas les 2 p. 100 du coefficient moyen.

Les coefficients  $K$  des fils normaux que nous avons essayés sont les suivants,  $d$  étant exprimé en  $m$  et  $R$  en  $kg$  dans la formule  $R = K.d.V^2$  :

Diamètre des fils en $\frac{1}{10}$ de $mm$ . . . . .	10/10	15/10	20/10	25/10
Coefficients moyens $K$ entre 4 et 30 $m/sec$ .	0,0606	0,0610	0,0605	0,0585

On déduit de ce tableau la résistance qu'éprouverait 1  $m$  de fil normal au vent pour une vitesse de 10  $m/sec$ .

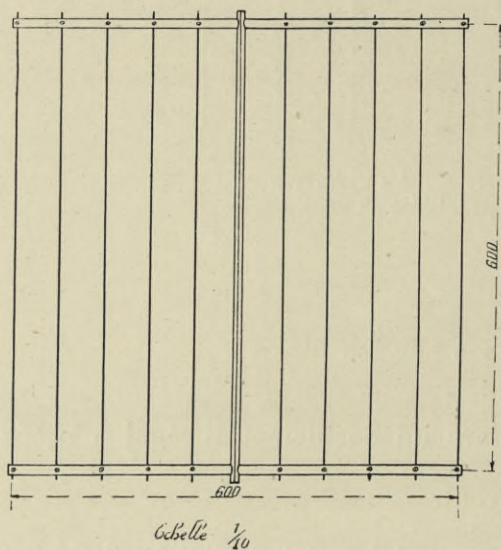


Fig. 67.

Diamètre des fils en $\frac{1}{10}$ de $mm$ .	10/10	15/10	20/10	25/10
Résistance en $gr$ à 10 $m/sec$ , par mètre courant de fil . . . . .	6,06	9,1	12,1	14,6

Un biplan tel que le M. Farman présente 100  $m$  environ de fils normaux de diamètre de  $\frac{25}{10}$ . A 10  $m/sec$ , ces fils offrent une résistance de :

$$14,6 \times 100 \times \left(\frac{20}{10}\right)^2 = 5.840 \text{ gr}$$

soit pratiquement 6  $kg$ , c'est-à-dire à peu près les 4 p. 100 seulement de la résistance totale de ce biplan.

*Fils inclinés.* — Nous avons incliné les fils de  $\frac{15}{10}$   $mm$  de diamètre à 30°, 45°, 60° et 75° sur le vent et mesuré les résistances correspondantes.

La courbe de la figure 69 résume nos résultats. Les coefficients de réduction portés en ordonnées sont les rapports de la résistance d'une longueur quelconque du fil incliné à la résistance d'une même longueur de fil normal. En abscisses on a porté les inclinaisons du fil sur la direction du vent.

On voit que le fil incliné à 30° résiste très peu : sa résistance est le

$\frac{1}{5}$  environ de celle du même fil normal. A partir de l'inclinaison de  $70^\circ$ , la résistance est sensiblement la même que celle d'un fil normal.

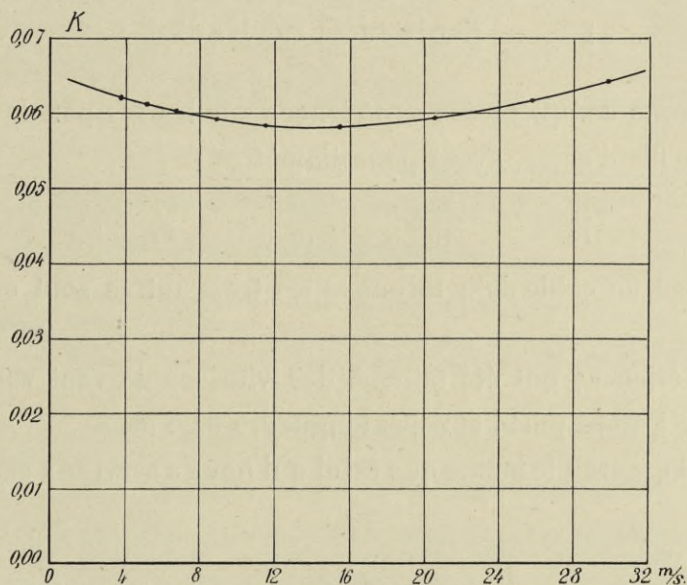


FIG. 68. — Variations, avec la vitesse, du coefficient K d'un fil normal.

Dans toutes nos mesures sur les fils, ces derniers ne vibraient pas. Rappelons au sujet des fils vibrants que M. T. E. Stanton (1) a obtenu au Laboratoire du East London College les résultats suivants avec un fil de  $\frac{16}{10}$  mm de diamètre.

		VALEURS DE K
Vitesse du courant d'air : 4,60 m/sec.	}	Fil en repos . . . 0,062
		Fil vibrant dans un plan parallèle au courant d'air . . . 0,063
Vitesse du courant d'air : 5,30 m/sec.	}	Fil en repos . . . 0,061
		Fil vibrant dans un plan perpendiculaire au courant d'air . . . . . 0,061

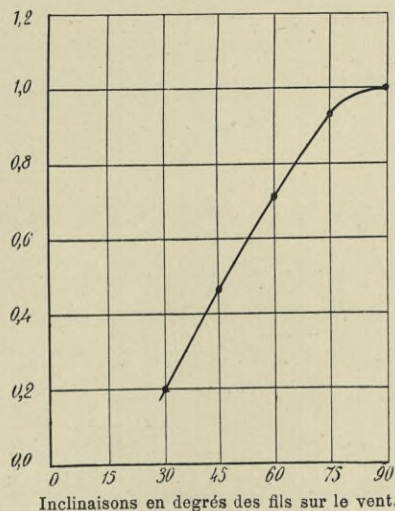


FIG. 69. — Rapports de la résistance d'un fil incliné à celle du même fil normal.

Ces expériences montrent que les vibrations n'augmentent pas la résistance à l'avancement des fils; le coefficient 0,06, trouvé par M. Stanton, est

(1) Technical Report of the Advisory Committee for Aeronautics, année 1910-1911.

le même que celui donné par nos propres expériences du Champ-de-Mars et d'Auteuil.

### § 6. — Expériences sur les câbles.

Nous avons complété ces expériences sur les fils par des essais sur des câbles en fils d'acier, ayant pour diamètres :

$$\frac{17}{10} \quad \frac{22}{10} \quad \frac{28}{10} \quad \frac{37}{10} \text{ mm.}$$

Le premier est un câble de 4 torons et les trois autres sont composés de 6 torons.

Les expériences ont été faites à des vitesses de vent variant de 4 à 30 m/sec et elles ont porté sur des longueurs de 6 m.

Le montage était le même que celui qui nous a servi aux essais des fils.

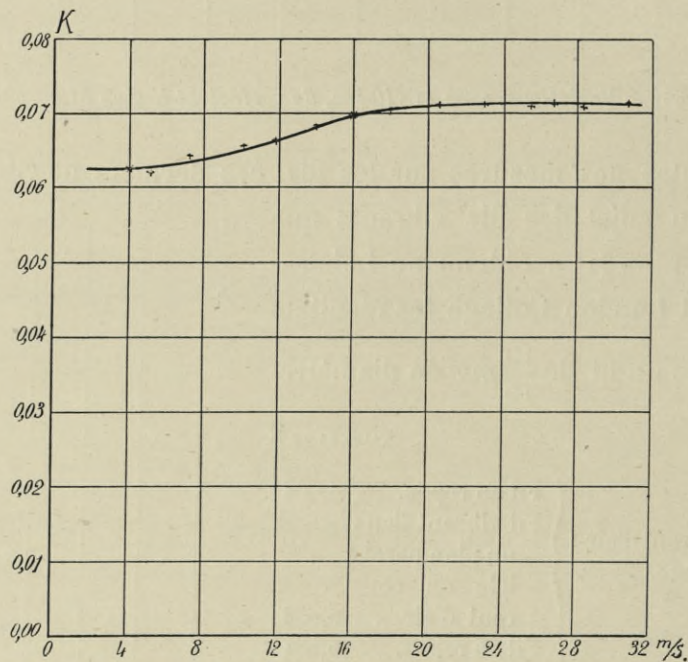


FIG. 70. — Variations avec la vitesse du coefficient  $K$  d'un câble normal au vent.

Le coefficient  $K$  qui caractérise les efforts unitaires a la même signification que pour les fils; comme pour ceux-ci, la résistance par mètre courant est de  $K.d.V^2$ .

*Câbles frappés normalement.* — Les variations du coefficient  $K$  avec la vitesse sont un peu plus accentuées qu'avec les fils. La courbe de la figure 70

représente ces variations pour le câble de  $\frac{37}{10}$ . Nous avons expérimenté les autres aux vitesses de 5, 10, 20 et 30 *m/sec* : les variations ont la même allure que celles du câble de  $\frac{37}{10}$ . Aux très petites vitesses, le coefficient est le même que celui des fils ; à partir de 16 *m/sec*, il est constant et voisin de 0,071.

Pour ces dernières vitesses, les seules intéressantes au point de vue de l'aviation, les coefficients K sont les suivants :

Diamètre des câbles. . . . .	$\frac{17}{10}$	$\frac{22}{10}$	$\frac{28}{18}$	$\frac{37}{10}$ mm
Coefficient K. . . . .	0,062	0,0735	0,0720	0,071

Le câble de  $\frac{17}{10}$  résiste comme un fil. Les autres sont un peu plus résistants et leur coefficient K est à peu près indépendant du diamètre (1).

Ce dernier résultat montre qu'à égalité de section droite, il vaut mieux, au point de vue de la résistance de l'air, employer un gros câble que deux petits.

*Câbles inclinés.* — Nous avons aussi essayé le câble de  $\frac{37}{10}$  aux inclinaisons de 30°, 45°, 60° et 75°. La réduction du coefficient est la même que pour les fils ; elle est donc représentée par la courbe de la figure 69.

§ 7. — Montants d'aéroplanes.

Nous avons étudié 3 montants, que nous a fournis M. Maurice Farman, dont les profils sont représentés figure 71. Nous avons expérimenté ces trois montants en les exposant normalement, et de plus, nous avons mesuré la résistance horizontale des montants 2 et 3 inclinés de 30° sur la normale au vent. Pour ces dernières mesures, on avait taillé en biseau les extrémités des montants de manière que leurs sections terminales fussent parallèles au vent.

Les résultats des mesures sont donnés dans la figure 72, où  $K_x$  est

(1) Le chiffre moyen de 0,072 est le même que celui trouvé à Göttingen, par le docteur Prandtl avec des câbles d'acier de  $\frac{32}{10}$  et  $\frac{75}{10}$  mm.



calculé en prenant, dans tous les cas, comme section, le produit de la longueur du montant par son épaisseur au maître-couple.

Pour tous ces montants le coefficient  $K_x$  diminue avec la vitesse. Dans les limites de vitesse des essais, la diminution est surtout sensible pour les montants fuselés n° 1 et n° 2. Ces courbes de  $K_x$  montrent bien également l'importance de la forme fuselée. Le montant n° 3 a, aux vitesses

de vol, un coefficient quatre ou cinq fois plus élevé que les montants n° 1 et n° 2.

Aux vitesses utilisées en aviation, le montant le moins résistant est le montant n° 2, dont le rapport des deux dimensions principales, longueur et maître-couple de la section droite, est de 3 environ (1).

Si nous considérons maintenant la réduction du coefficient  $K_x$  avec l'inclinaison, on voit (fig. 72) que l'inclinaison réduit relativement peu la résistance des montants très fuselés, tels que le montant n° 2.

Au contraire, pour les montants peu fuselés, la diminution de résistance avec l'inclinaison est très appréciable. Pour le montant n° 3, cette diminution de  $K_x$  est

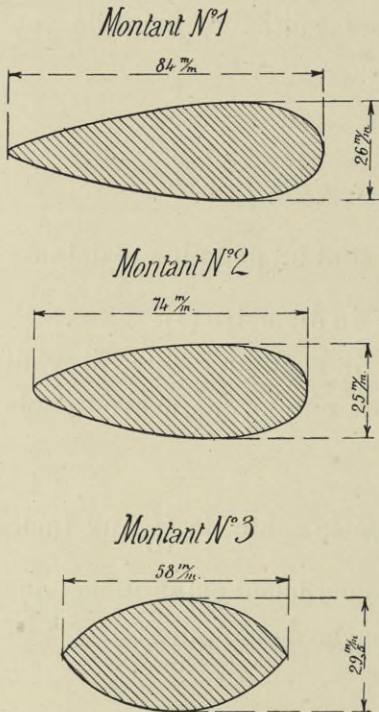


FIG. 71. — Montants d'aéroplanes.

d'environ 0,012, soit à 25 m/sec de  $\frac{0,012}{0,037} = 32$  p. 100. Pour le montant n° 2, elle est de 0,0007, soit à 25 m/sec de  $\frac{0,0007}{0,0073} = 10$  p. 100.

On comprend bien d'ailleurs qu'il en soit ainsi. Les courbes de  $K_x$  des montants normaux montrent que le montant n° 1 le plus fuselé a une résistance un peu plus forte que le montant n° 2; cet effet est probablement dû au frottement. Dans tous les cas, il semble qu'on n'ait pas avantage à fuseler par trop les montants.

Quand on incline un montant, sa coupe horizontale parallèle au vent

(1) A 25 m/sec on a pour ce montant  $K_x = 0,007$ . Un tube circulaire de diamètre égal au maître-couple aurait un coefficient de 0,063. Le fuselage d'un tel tube auquel on donnerait la forme du montant 2 réduirait donc au  $\frac{1}{9}$  sa résistance.

est plus allongée que sa section droite, dont l'allongement intervient dans le cas du montant normal; on conçoit que l'on peut, en inclinant un montant, ne pas diminuer sa résistance unitaire d'une façon appréciable, puisque le gain provenant de l'augmentation d'allongement peut être

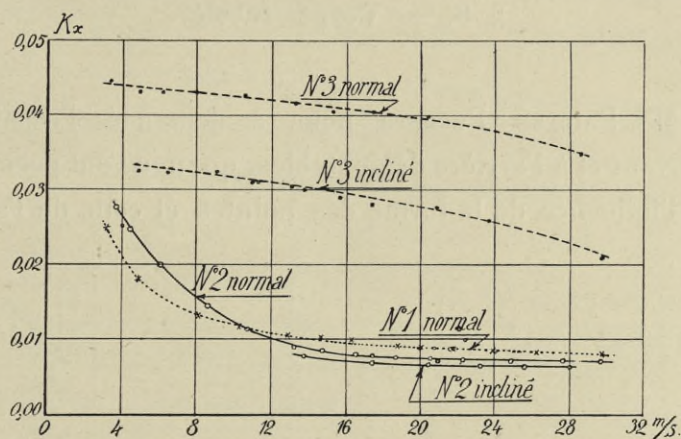


FIG. 72. — Résultats des essais des montants d'aéroplanes.

compensé en partie ou en totalité par le supplément de frottement que cette augmentation apporte.

Dans un biplan tel que le Maurice Farman, on a environ 60 m de montants. Suivant que l'on emploierait des montants 1, 2 ou 3, ils offriraient au vent des surfaces de :

$$\begin{aligned}
 60 \times 0,026 &= 1,56 \text{ m}^2 \text{ pour le montant n}^\circ 1 \\
 60 \times 0,025 &= 1,50 \text{ m}^2 \quad \quad \quad \text{—} \quad \quad \text{n}^\circ 2 \\
 60 \times 0,029 &= 1,74 \text{ m}^2 \quad \quad \quad \text{—} \quad \quad \text{n}^\circ 3
 \end{aligned}$$

et à 20 m/sec présenteraient respectivement des résistances de :

$$\begin{aligned}
 1,56 \times 0,009 \times 20^2 &= 5,6 \text{ kg} \\
 1,50 \times 0,008 \times 20^2 &= 4,8 \text{ —} \\
 1,74 \times 0,040 \times 20^2 &= 27,8 \text{ —}
 \end{aligned}$$

On voit bien quel grand accroissement de résistance peut entraîner l'emploi de montants peu fuselés.

En adoptant 150 kg comme résistance totale du biplan, ce qui est la résistance du Maurice Farman, on voit que les montants n<sup>os</sup> 1 et 2 ont une résistance égale aux 3,5 p. 100 environ de la résistance totale, c'est-à-dire tout à fait comparable à celle des fils qui était de 4 p. 100.

Remarquons, en terminant, que les résultats du Champ-de-Mars, au point de vue de la valeur du coefficient  $K_x$  et de sa variation avec la

vitesse, sont confirmés par ceux obtenus ici avec le montant n° 3, dont la forme est analogue à celle des montants étudiés dans notre ancien laboratoire.

### § 8. — Corps fuselés.

M. le M<sup>s</sup> Pateras Pescara nous a demandé l'essai de corps fuselés, à l'avant et à l'arrière démontables, qui nous ont permis de mettre en évidence l'influence de la forme des pointes et celle de l'allongement.

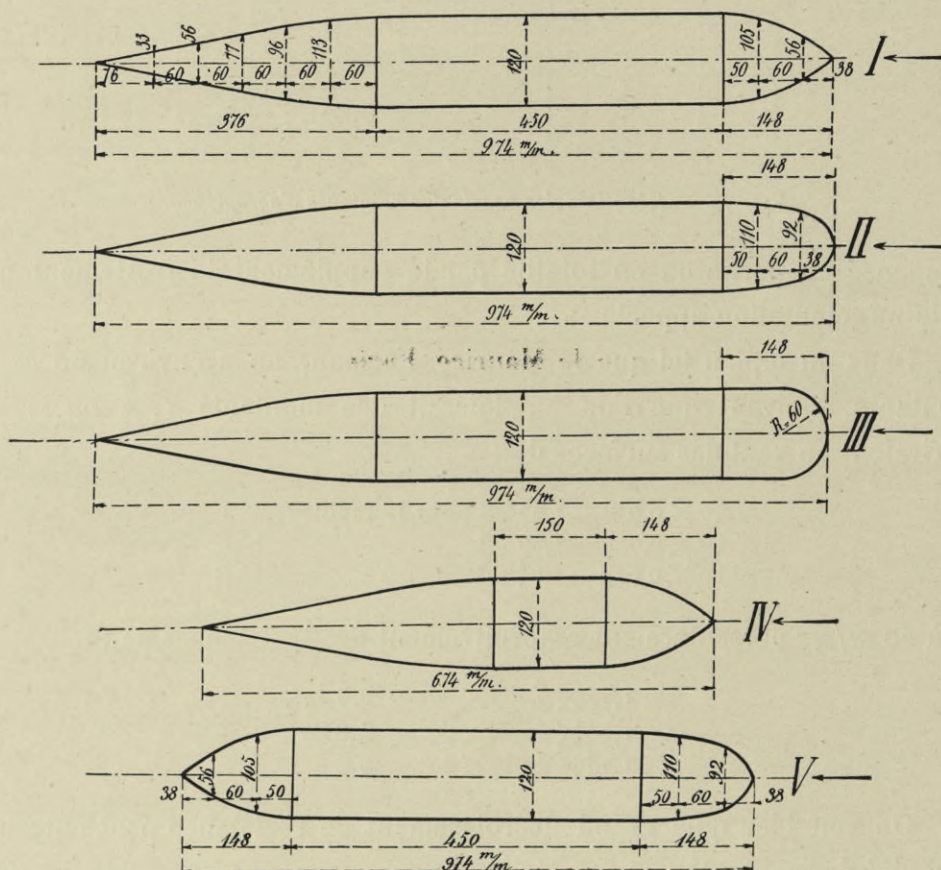


FIG. 73. — Corps fuselés.

Les corps I, II, III (fig. 73) ont même pointe arrière, précédée d'une partie cylindrique de 45 cm de longueur et de 12 cm de diamètre. Ils diffèrent par leurs pointes avant : le corps I a l'avant le plus effilé et le corps III, le plus arrondi (c'est une demi-sphère) ; le corps II est intermédiaire.

Les résultats des essais effectués à la balance-pendule et dans notre

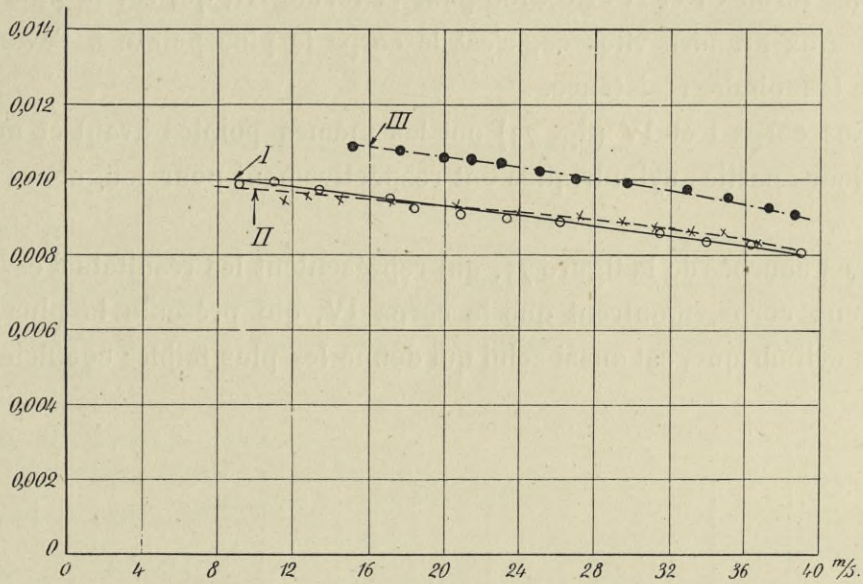


FIG. 74. — Résistances unitaires des corps fuselés I, II et III (influence de la pointe avant).

courant d'air de 1 m de diamètre sont représentés fig. 74. On voit que le coefficient K, rapporté au maître-couple, diminue régulièrement à

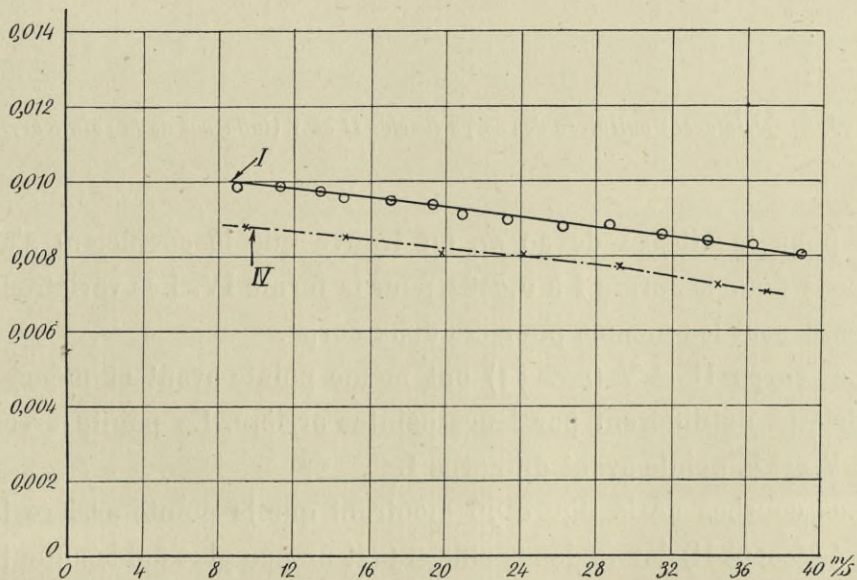


FIG. 75. — Résistances unitaires des corps fuselés I et IV (influence de la partie cylindrique).

mesure que la vitesse augmente. Pour le corps I notamment, il varie, entre les vitesses de 8 m et 40 m/sec, de 0,010 à 0,008, soit de 25 p. 100.

Pour la vitesse moyenne de  $20 \text{ m/sec}$ , ces valeurs de  $K$  sont de  $0,009$  pour les formes I et II et  $0,0106$  pour la forme III, qui est la plus résistante. Aux grandes vitesses, c'est le corps le plus pointu à l'avant qui donne la moindre résistance.

Les corps I et IV (fig. 73) ont les mêmes pointes avant et arrière, mais leurs parties cylindriques ont respectivement pour longueurs  $45 \text{ cm}$  et  $15 \text{ cm}$ .

Les courbes de la figure 75, qui représentent les résultats d'essais de ces deux corps, montrent que le corps IV, qui présente la plus petite partie cylindrique, est aussi celui qui donne les plus faibles coefficients  $K$ .

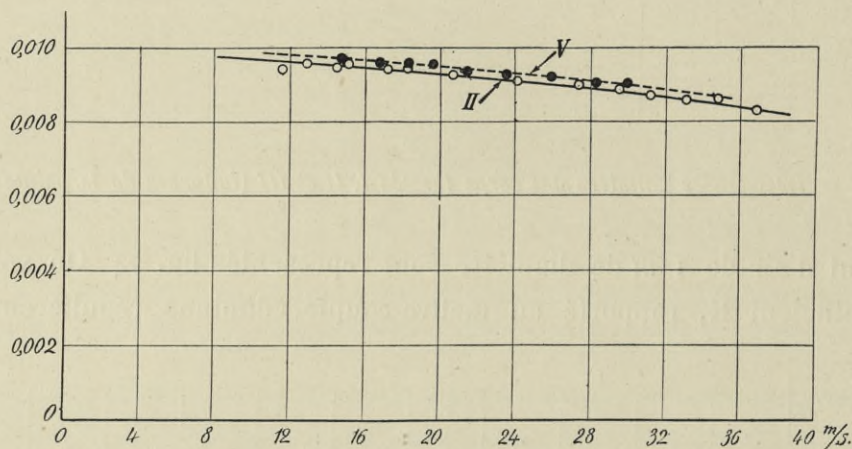


FIG. 76. — Résistances unitaires des corps fuselés II et V (influence de la pointe arrière).

Ainsi pour la vitesse de  $20 \text{ m}$ , on trouve que le coefficient s'abaisse de  $0,0093$  pour la forme I à  $0,0082$  pour la forme IV. Les variations avec la vitesse sont les mêmes pour ces deux corps.

Les corps II et V (fig. 73) ont même pointe avant et même partie cylindrique, ils diffèrent par leurs pointes arrière. La pointe arrière du corps V est la pointe avant du corps I.

Les courbes de la figure 76 montrent que la pointe arrière la plus allongée (corps II) donne des coefficients  $K$  un peu plus faibles que l'autre.

Nous avons également fait un essai en retournant bout pour bout le corps V de manière qu'il se présente au vent par son extrémité la plus pointue. On en trouvera les résultats dans les tableaux de l'Atlas. Les résistances sont plus fortes que dans la première position.

Le tableau suivant résume les coefficients obtenus avec ces corps.

CORPS	VALEURS DE K POUR LES VITESSES DE				
	10 m	20 m	30 m	40 m	
I. . . . .	0,0099	0,0092	0,0086	0,0079	
II. . . . .	0,0097	0,0093	0,0088	0,0080	
III. . . . .	0,0112	0,0106	0,0099	0,0089	
IV. . . . .	0,0087	0,0081	0,0076	0,0068	
V {	Pointe la plus arrondie en avant . . . . .	0,0100	0,0094	0,0090	»
	Pointe la plus arrondie en arrière. . . . .	0,0120	0,0110	0,0108	»

La forme la plus avantageuse d'après ce mode de comparaison serait la forme IV et celle qui le serait le moins, la forme V arrondie à l'arrière.

Ces formes étant celles de coques prévues pour des hydroaéroplanes rapides, il est intéressant de les comparer à la vitesse de 30 m/sec; elles donnent alors pour valeurs de K :

IV. . . . .	0,0076	V, arrondie à l'avant. . .	0,0090
I. . . . .	0,0086	III . . . . .	0,0099
II. . . . .	0,0088	V, pointue à l'avant. . .	0,0108

Le plus petit coefficient K que nous ayons obtenu pour ces corps est 0,0068. Sur un disque de 12 cm de diamètre, on aurait  $K = 0,063$ . Le coefficient de réduction maximum est donc :

$$\frac{0,0068}{0,063} = \frac{1}{9} \text{ environ.}$$

*Remarque applicable aux dirigeables.* — M. Prandtl a proposé pour les dirigeables une meilleure formule que celle où l'on rapporte les efforts à la surface du maître-couple. Deux carènes de dirigeables sont équivalentes, non pas quand elles ont même résistance et même surface de maître-couple, mais quand elles ont même résistance et même force ascensionnelle. Pour un dirigeable, la force ascensionnelle est proportionnelle au cube du ballon : c'est donc ce cube C qu'il convient de faire entrer de préférence au maître-couple, dans la formule de résistance. D'autre part, pour respecter la loi de proportionnalité aux surfaces, on

rapporte l'effort à la puissance  $\frac{2}{3}$  du volume, puissance qui est homogène à une surface. On pose donc :

$$R = K'C^{2/3}V^2.$$

Le coefficient  $K'$  est la résistance, en  $kg$ , d'une carène de  $1 m^3$  à  $1 m/sec$ . Il s'applique, comme  $K$ , aux carènes de même forme et de dimensions différentes; de plus, deux carènes ayant des formes différentes, mais même résistance à des vitesses égales et même cube, ont un même coefficient  $K'$ : ce coefficient  $K'$  convient donc mieux que  $K$  pour caractériser les carènes.

Pour une carène déterminée, ce nouveau coefficient  $K'$  est évidemment proportionnel au coefficient habituel  $K$  de la relation :

$$R = KSV^2,$$

où  $S$  est la surface du maître-couple. Les équations de définition de  $K$  et  $K'$  donnent en effet :

$$K'C^{2/3} = KS = \frac{R}{V^2}.$$

D'où :

$$K' = K \frac{S}{C^{2/3}} \quad (1).$$

Avec les corps essayés I, II, III, IV et V, on peut donner le tableau suivant :

CORPS	I	II	III	IV	V
Capacités $C$ en $m^3$ . . . . .	0,007768	0,008044	0,008153	0,004374	0,007038
$C^{2/3}$ en $m^2$ . . . . .	0,03922	0,04015	0,04051	0,02674	0,03672
Surface $S$ du maître-couple en $m^2$ .	0,01131	0,01131	0,01131	0,01131	0,01131
$\frac{S}{C^{2/3}}$ . . . . .	0,288	0,282	0,279	0,423	0,308

(1) Nous rappelons que le coefficient  $K'$  est, comme le coefficient  $K$ , souvent exprimé, à l'étranger, par la formule

$$K' = z' \frac{\delta}{g}$$

et que pour  $15^\circ$  et  $760 mm$ , on a  $\frac{\delta}{g} = \frac{1}{8}$ .

En multipliant par  $\frac{S}{C^{2/3}}$  les chiffres du tableau de la page 107 on obtient les nouveaux coefficients  $K'$ .

CORPS	VALEURS DE $K'$ POUR LES VITESSES DE				
	10 m	20 m	30 m	40 m	
I. . . . .	0,00285	0,00265	0,00248	0,00228	
II . . . . .	0,00274	0,00263	0,00248	0,00226	
III. . . . .	0,00312	0,00295	0,00276	0,00248	
IV. . . . .	0,00368	0,00343	0,00322	0,00288	
V {	Pointe la plus arrondie en avant. . . . .	0,00308	0,00291	0,00277	»
	Pointe la plus arrondie en arrière. . . . .	0,00378	0,00339	0,00332	»

Contrairement aux conclusions fournies par le mode de comparaison précédent, on voit qu'en rapportant la résistance à la puissance  $2/3$  du volume, la meilleure forme serait la forme II, légèrement arrondie à l'avant et très allongée.

La forme IV serait une des plus mauvaises. Cela prouve que, si l'on a besoin d'augmenter le cube d'un dirigeable en projet, il vaut mieux, au point de vue résistance de l'air, augmenter sa longueur plutôt que son diamètre.

La comparaison des deux corps V montre qu'il y a intérêt à mettre, dans un ballon dissymétrique, la partie arrondie en avant et la partie pointue en arrière. Si l'on faisait le contraire, on augmenterait, à 20 m/sec par exemple, la résistance dans le rapport de  $\frac{0,00339 - 0,00291}{0,00291}$ , soit de 16 p. 100.





# CHAPITRE IV

## AILES D'AÉROPLANES

---

Nous avons étudié, au laboratoire du Champ-de-Mars, une série d'environ 30 ailes d'aéroplanes. Cette étude a été continuée au laboratoire d'Auteuil, où l'on a effectué une nouvelle série d'expériences dont nous allons donner les résultats pour les ailes les plus intéressantes. Afin d'éviter toute confusion avec nos anciens essais, nous numérotions nos nouvelles ailes à partir de 30.

Dans les planches V, VI et VII, nous avons réuni les polaires des ailes essayées au Champ-de-Mars et à Auteuil qui nous ont paru les meilleures. Les profils en grandeur des modèles sont donnés planche IV. Toutefois, dans les comparaisons que l'on pourrait faire entre les résultats de l'un ou l'autre laboratoire, il faut tenir compte de ce que les essais du Champ-de-Mars ont été faits à des vitesses moyennes de 12 *m/sec* environ, tandis que les expériences d'Auteuil l'ont été à des vitesses variant de 20 à 30 *m/sec*. De ce fait, il peut se produire quelques petites différences dans les résultats des deux laboratoires; elles sont dues principalement à la diminution du rapport  $\frac{K_x}{K_y}$  que l'on observe parfois à mesure que l'on effectue les essais à des vitesses de plus en plus grandes.

Nous donnons dans les tableaux de l'Atlas les résultats d'essais sur notre aile n° 30 (fig. 77) en croissant, analogue comme profil à notre ancienne aile n° 8, mais dont le modèle a des dimensions plus réduites, soit 60 × 10 *cm*, afin de pouvoir l'exposer à la petite buse et le soumettre à des vitesses de vent atteignant 40 *m/sec*. Le profil est un peu

plus mince que celui de l'aile n° 8. La flèche de sa ligne moyenne est de  $\frac{1}{12,6}$ .

Nous avons choisi cette aile parce que sa forme se rapproche beaucoup de celles qui peuvent être considérées comme les meilleures employées actuellement. Les écarts, pour des ailes de cette forme, entre

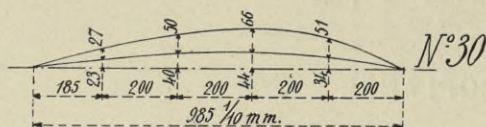


FIG. 77. — Profil de l'aile n° 30.

les résultats des mesures faites à 10, 20, 30 et 40 *m/sec*, ne dépassent pas 2 à 3 p. 100 de la valeur moyenne des coefficients, ce qui est l'ordre de grandeur des erreurs admissibles

pour des plaques moitié plus petites que nos plaques habituelles. On ne peut donc pas conclure de ces mesures qu'il y ait d'écart systématique entre les résultats obtenus à différentes vitesses.

La diminution du rapport  $\frac{K_x}{K_y}$  à mesure que la vitesse augmente, à laquelle nous faisons allusion précédemment, est négligeable pour les ailes de cette forme. Elle est très nette, au contraire, pour l'aile Lanier Lawrance, légèrement relevée à l'arrière et dont il est question plus loin. Avec d'autres ailes, telles que les ailes n°s 57 et 58, dont nous parlons pages 130 à 133, on observe des phénomènes de discontinuité. La conclusion générale des essais faits à vitesses croissantes, paraît être la suivante : *lorsqu'il y a une variation des coefficients  $K_x$  et  $K_y$  d'une aile avec la vitesse, cette variation est telle que l'aile s'améliore quand la vitesse augmente.*

Cette aile n° 30 a un rendement excellent (à 6°,  $K_y = 0,054$  et  $\frac{K_x}{K_y} = 0,076$ ). Au Champ-de-Mars, nous avons déjà reconnu que les formes d'ailes dérivant du *croissant* étaient particulièrement avantageuses. Nos essais du laboratoire d'Auteuil n'ont fait que confirmer cette manière de voir.

### § 1. — Examen des diverses ailes.

Nous donnons dans ce paragraphe les résultats d'essais d'une série d'ailes dont les profils nous ont été le plus souvent communiqués par les constructeurs ou les inventeurs.

Aile n° 31. — L'aile n° 31 (fig. 78) est une aile épaisse. L'épaisseur maximum est de 1 cm et la flèche de la ligne moyenne du profil  $\frac{1}{12,4}$ .

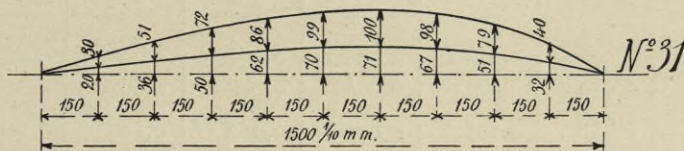


FIG. 78. — Profil de l'aile n° 31.

Elle se rapproche beaucoup de l'aile n° 30, mais les dimensions du modèle essayé étaient de 90 × 15 cm. Les résultats de ces essais sont représentés figure 79 et résumés dans le tableau I de la page suivante.

On voit que cette aile a une portance

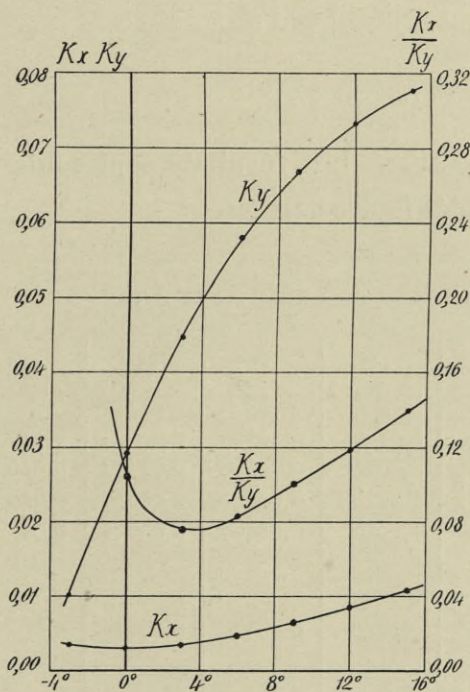


FIG. 79. — Résultats des essais de l'aile n° 31.

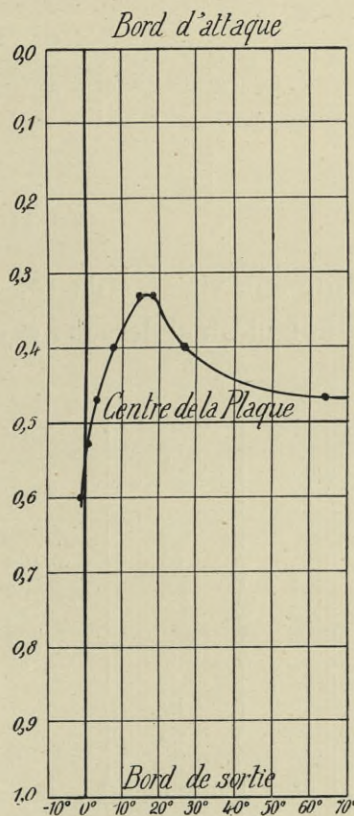


FIG. 80. — Centres de poussée sur l'aile n° 31.

$K_y$  très élevée (0,029 à 0°). Pour les  $K_y$  supérieurs à 0,045, elle est la plus avantageuse des ailes épaisses que nous avons expérimentées au Champ-de-Mars et à Auteuil.

Les centres de poussée ont la marche habituelle. Ils sont représentés figure 80.

TABLEAU I. — RÉSULTATS DES ESSAIS DE L'AILE N° 31.

ANGLES $i$ de la corde et du vent	- 3°	0°	3°	6°	9°	12°	15°
$K_x$ . . . . .	0,00355	0,00305	0,00340	0,00475	0,00668	0,00880	0,0108
$K_y$ . . . . .	0,0102	0,0291	0,0445	0,0580	0,0668	0,0731	0,0776
$\frac{K_x}{K_y}$ . . . . .	0,348	0,104	0,077	0,082	0,100	0,120	0,139

Aile n° 32 (Lanier-Lawrance). — Cette aile (fig. 81) rentre dans la catégorie des ailes dont l'arrière est très faiblement relevé. Les essais ont

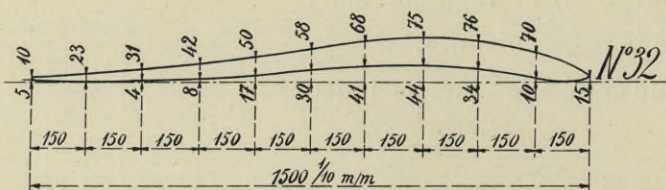


FIG. 81. — Profil de l'aile n° 32.

été faits aux vitesses de 10, 20 et 30 m/sec. Les résultats sont contenus dans le tableau ci-dessous et représentés figure 82.

ÉLÉMENTS de la résultante	VITESSES du courant d'air pendant l'essai	INCLINAISONS $i$ DE LA CORDE SUR LE VENT					
		0°	3°	6°	9°	12°	15°
$K_x$ . . . . .	m/sec						
	10	0,00142	0,00200	0,00294	0,00457	0,00665	0,0105
	20	0,00080	0,00154	0,00241	0,00433	0,00668	0,0105
	30	0,00066	0,00135	0,00238	0,00420	0,00650	0,0108
	Moy.	0,00096	0,00163	0,00258	0,00437	0,00661	0,0106
$K_y$ . . . . .	10	0,0105	0,0246	0,0388	0,0502	0,0581	0,0652
	20						
	30						
	Moy.						
$\frac{K_x}{K_y}$ . . . . .	10	0,133	0,081	0,076	0,091	0,114	0,162
	20	0,075	0,062	0,062	0,086	0,115	0,162
	30	0,063	0,055	0,061	0,084	0,112	0,166
	Moy.	0,091	0,066	0,066	0,087	0,114	0,163

On voit que, pour les angles inférieurs à 8°, le rapport  $\frac{K_x}{K_y}$  diminue franchement à mesure qu'augmente la vitesse d'essai; l'amélioration

corrélative de l'aile est due à la diminution du coefficient  $K_x$  (1). De plus, aux petits angles, ce rapport est très bas. Ainsi à 30 m/sec et pour 3°, on a  $\frac{K_x}{K_y} = 0,055$ .

Le diagramme des centres de poussée (fig. 83, voir aussi Atlas) montre qu'au point de vue de la stabilité longitudinale, cette aile a de

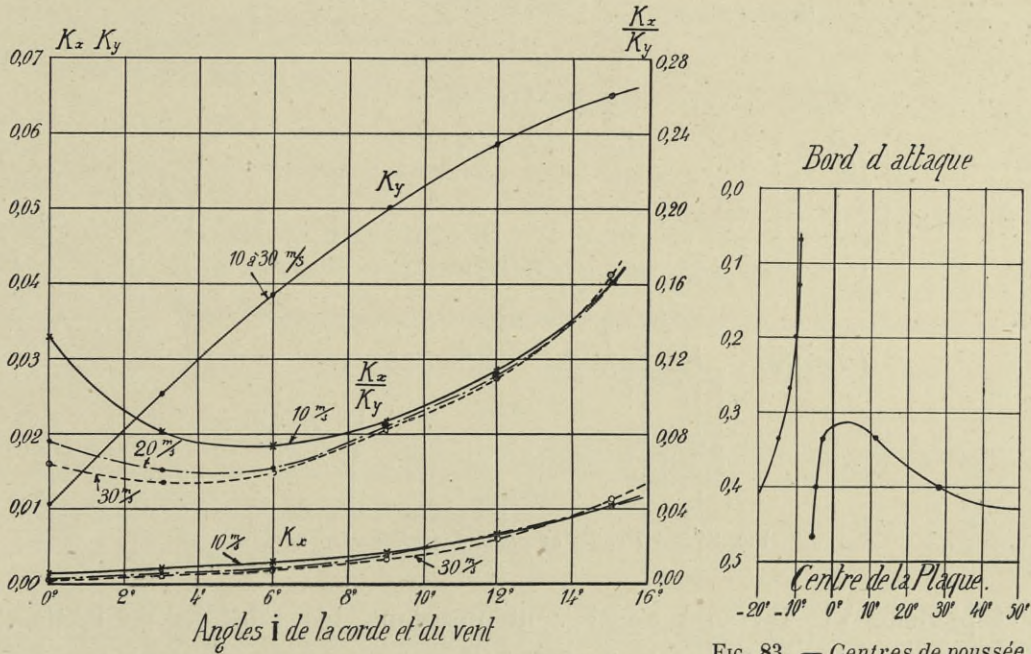


FIG. 82. — Résultat des essais de l'aile n° 32.

FIG. 83. — Centres de poussée sur l'aile n° 32.

précieux avantages. De 0° à 10°, le centre de poussée ne subit presque aucun déplacement et il ne recule franchement vers l'arrière que pour — 3°. Un appareil muni d'une telle voilure n'aurait donc que bien peu de tendance à s'engager.

*Ailes n°s 33 et 33 bis (Bréguet).* — M. Bréguet nous a proposé l'essai de deux ailes représentées figure 84. L'une d'elles à 90 × 15 cm et l'autre 45 × 15 cm. C'est le profil des ailes montées sur les appareils Bréguet actuels; sa flèche est de  $\frac{1}{15,6}$ ; les modèles que nous avons expérimentés ici

(1) Avec une aile relevée à l'arrière de M. Maurice Mallet, essayée au Champ-de-Mars, nous avons trouvé, à mesure que la vitesse augmentait, une diminution simultanée de  $K_x$ ,  $K_y$ ,  $\frac{K_x}{K_y}$ . Pour l'aile Lanier-Lawrance, plus épaisse et par conséquent moins déformable que l'aile Mallet, le coefficient  $K_y$ , dans les limites des vitesses que nous avons réalisées, ne varie pas.

nous ont servi pour des études systématiques que nous avons faites sur les ailes en tandem (Chap. V).

Les résultats d'essais sont représentés sur la figure 125 (page 150)

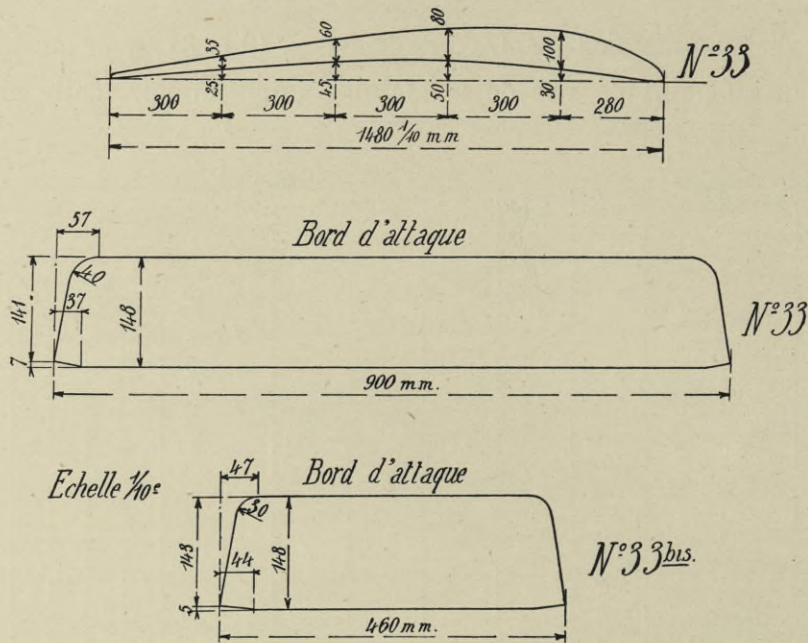


FIG. 84. — Profils et plans des ailes Bréguet.

et planche VI. Ils sont aussi contenus dans les tableaux de l'Atlas. C'est aux incidences de 2° à 5°, c'est-à-dire aux portances variant de 0,035 à 0,045, que l'aile d'allongement 6 est particulièrement avantageuse.

*Aile n° 34 (Colliex-Jeanson).* — Cette aile est employée par MM. Colliex-Jeanson sur leur grand biplan de 4 tonnes dont nous avons expérimenté

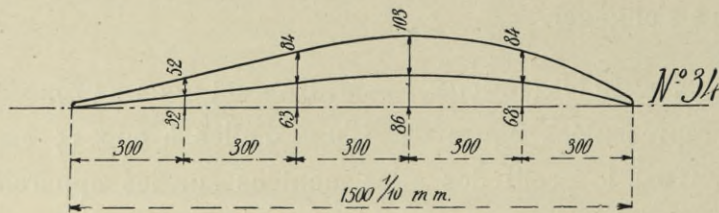


FIG. 85. — Profil de l'aile Colliex-Jeanson.

un modèle au  $\frac{1}{25}$  (V. p. 231). Elle a une forme (fig. 85) qui dérive de notre aile n° 8, en croissant; sa flèche est de  $\frac{1}{11}$ . Pour les fortes sustentations elle se place immédiatement après l'aile n° 31 qui conserve cependant sur elle

une légère supériorité, comme on peut le voir par les polaires de la planche VI. (Voir Atlas.)

*Aile n° 35 (Commandant Dorand).* — Cette aile (fig. 86) est employée actuellement par le commandant Dorand sur ses biplans décalés. Elle

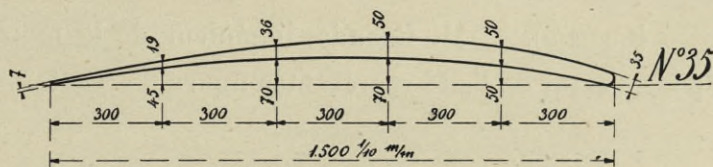


FIG. 86. — Profil de l'aile Dorand.

est très mince. Elle donne, jusqu'aux portances voisines de 0,06, d'excellents résultats comme on peut le voir par la polaire de la planche VI. Le tableau ci-dessous résume, d'ailleurs, nos résultats d'essais :

ANGLES DE LA CORDE et du vent	0°	3°	6°	9°	12°
$K_x$ . . . . .	0,00207	0,00192	0,00260	0,00560	0,0101
$K_y$ . . . . .	0,0186	0,0325	0,0462	0,0597	0,0695
$\frac{K_x}{K_y}$ . . . . .	0,111	0,059	0,057	0,094	0,144

*Aile n° 36 (Odier).* — M. Odier, de la Société Borel, a fait essayer une aile de 90 × 15 cm représentée figure 87. La flèche de la ligne moyenne du

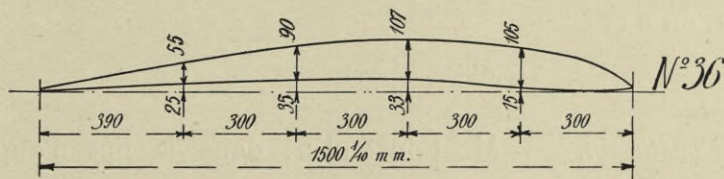


FIG. 87. — Profil de l'aile Odier.

profil est de  $\frac{1}{17}$  environ. Sa grande épaisseur la rend tout à fait propre à la construction de solides ailes de monoplan. Pour les portances  $K_y$  inférieures à 0,050, c'est la meilleure aile épaisse que nous ayons étudiée. (Voir planche VI.)

*Aile n° 37 (Kauffman).* — M. P. A. Kauffman a fait essayer une aile de 90 × 15 cm représentée figure 88. Les essais ont donné d'excellents résultats, comme on le voit sur les polaires de la Planche VI. L'aile n° 37 est particulièrement avantageuse aux petites incidences.



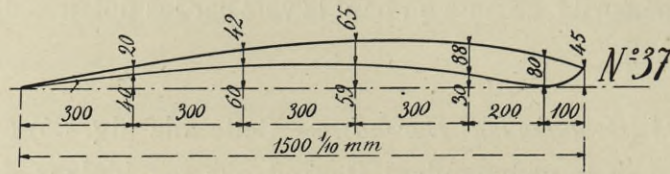


FIG. 88. — Profil de l'aile Kauffman.

Aile n° 38 (Coanda). — M. Coanda, ingénieur de la maison Bristol, nous a proposé l'essai de l'aile représentée figure 89. Cette aile donne de

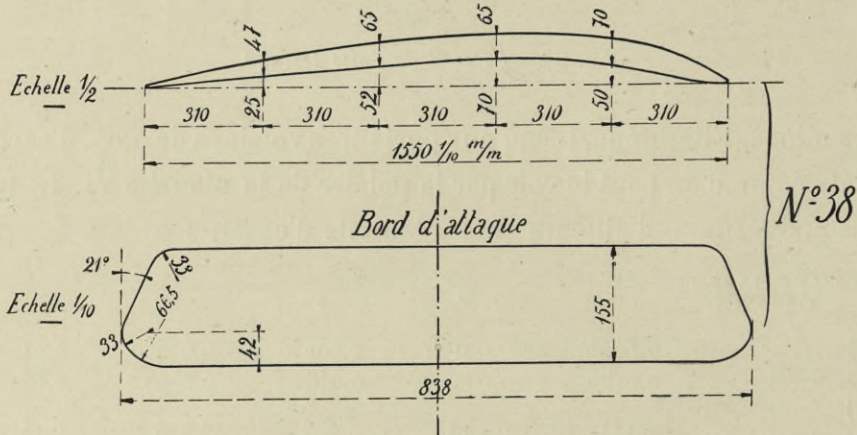


FIG. 89. — Profil de l'aile Coanda.

très bons résultats aux incidences supérieures à 4° et pour des portances  $K_y$  allant de 0,040 à 0,060. La polaire est représentée Planche VI. A 6°, notamment, on a :

$$K_y = 0,0487 \quad \text{et} \quad \frac{K_x}{K_y} = 0,07.$$

Ailes Constantin. — M. Constantin, dans le but d'augmenter la

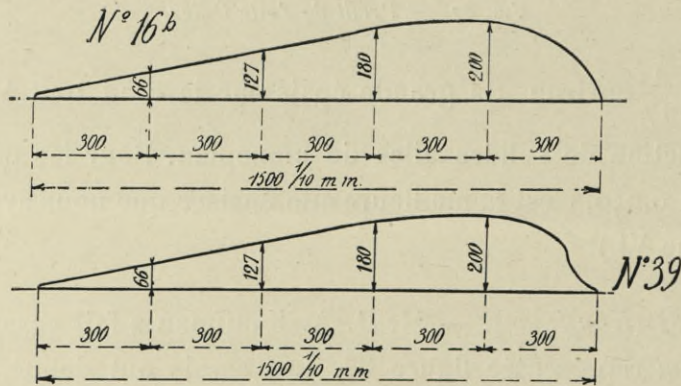


FIG. 90. — Profils des ailes n° 16<sup>b</sup> et n° 39.

dépression sur le dos de l'aile, a eu l'idée de modifier la forme du bec

avant. La dépression étant principalement due à la déviation des filets

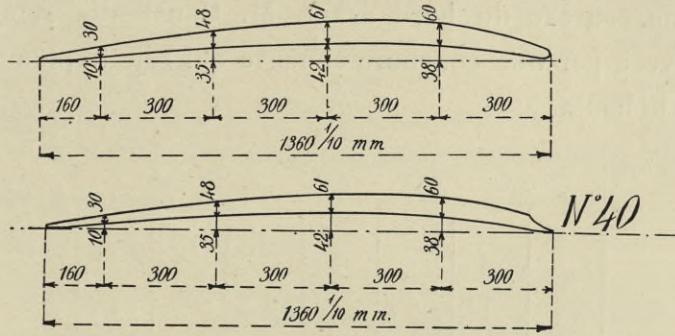


FIG. 91. — Profil de l'aile Dorand et de l'aile n° 40.

rejetés vers le haut, M. Constantin a pensé qu'il suffirait d'augmenter

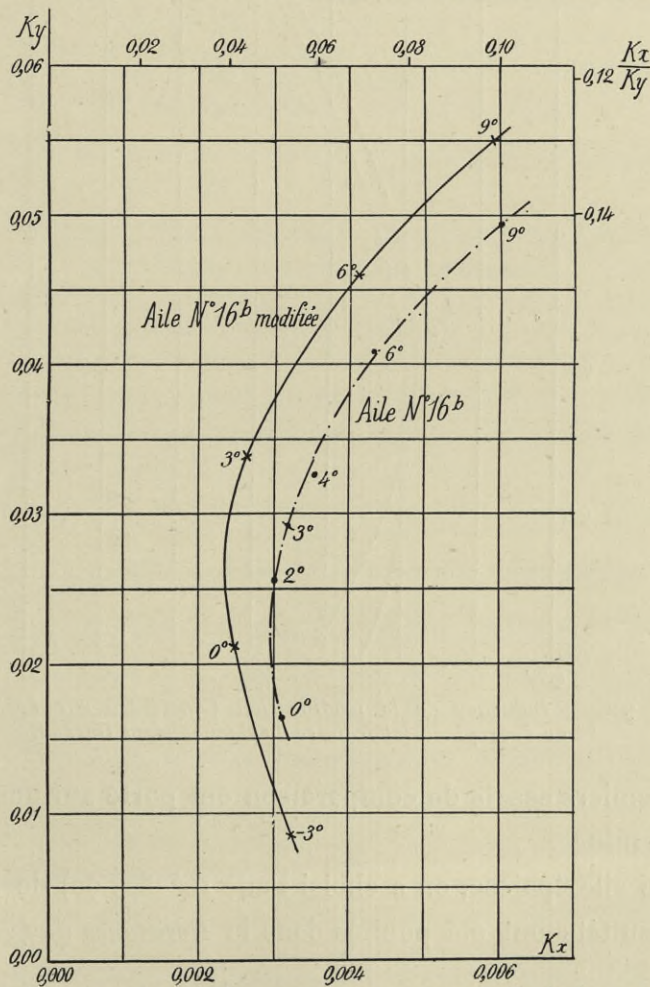


FIG. 92. — Influence de la modification Constantin sur l'aile épaisse n° 16b.

cette déviation pour réaliser par-là même une augmentation correspondante de la sustentation.

Dans les ailes ordinaires, la déviation est produite par une courbure plus ou moins convexe du bord avant. M. Constantin remplace cette courbure convexe par une courbure concave qui rejette plus violemment les filets vers le haut.

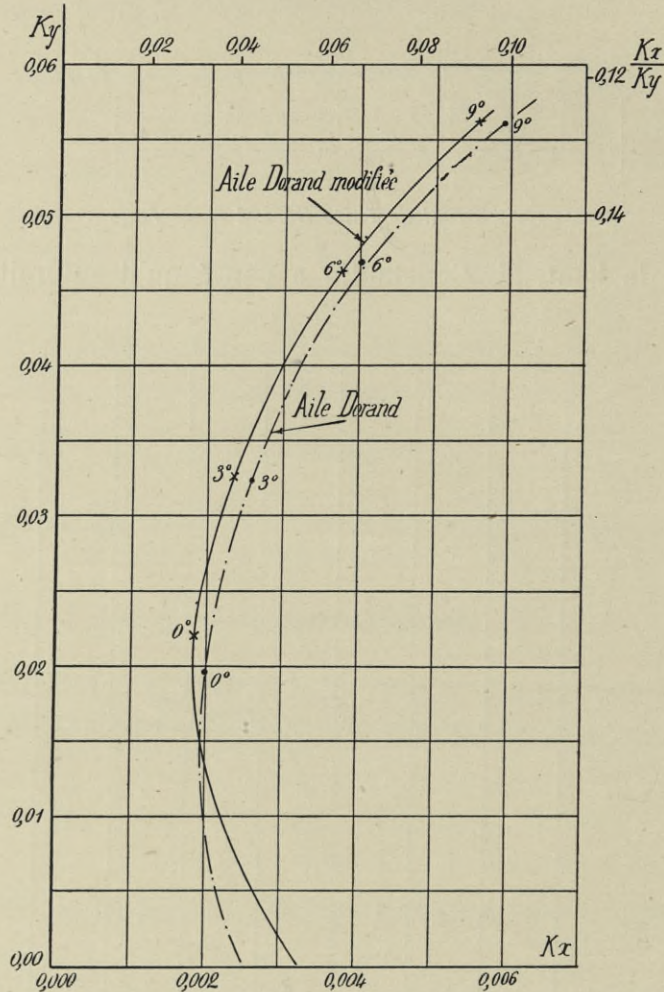


FIG. 93. — Influence de la modification Constantin sur l'aile mince de l'aéroplane-laboratoire du Commandant Dorand.

Nos premiers essais de comparaison ont porté sur une aile épaisse et sur une aile mince.

Comme aile épaisse, on a choisi l'aile 16<sup>b</sup> (fig. 90) de M. Drzewiecki, dont les résultats ont été publiés dans la *Résistance de l'Air et l'Aviation* (1911).

Comme aile mince, on a choisi l'aile que le commandant Dorand avait montée sur son aéroplane-laboratoire (fig. 91).

Les courbes des figures 92 et 93 résument nos résultats. On voit que

la modification de M. Constantin améliore ces ailes d'une manière manifeste. L'amélioration est d'ailleurs plus importante pour l'aile épaisse que pour l'aile mince.

Les angles inscrits sur les courbes montrent que pour une incidence donnée, 3° par exemple, la modification de M. Constantin fait que, pour l'aile épaisse, on obtient à la fois une augmentation de la sustentation  $K_y$  et une réduction de la résistance à l'avancement  $K_x$ .

Pour l'aile mince, l'amélioration est due surtout, dans les mêmes conditions d'incidence, à une diminution de  $K_x$ .

Le tableau ci-dessous donne quelques résultats numériques déduits de ces essais. Il montre bien également l'amélioration due au bec avant modifié.

VALEURS DU RAPPORT  $\frac{K_x}{K_y}$ .

INCIDENCES	0°	3°	6°	9°	12°
Aile 16 <sup>b</sup> . . . . .	0,189	0,109	0,105	0,122	0,254
— 16 <sup>b</sup> modifiée . . .	0,117	0,076	0,089	0,107	0,152
— Dorand . . . . .	0,103	0,081	0,084	0,106	0,131
— — modifiée . . .	0,083	0,072	0,081	0,098	0,120

A l'incidence de 3° par exemple, le rapport  $\frac{K_x}{K_y}$  est réduit de 28 p. 100 pour l'aile épaisse modifiée et de 11 p. 100 pour l'aile mince.

M. Constantin nous a proposé l'essai d'autres ailes où la forme de l'entaille variait un peu. Les résultats obtenus (V. Atlas et Pl. VII, ailes n°s 41, 42, 43) sont intéressants, mais restent un peu inférieurs à ceux que nous ont donnés les meilleures des ailes expérimentées ici, telles que les ailes n°s 31, 33 et 35, dont les formes dérivent du croissant et auxquelles il est difficile d'appliquer la modification Constantin. L'aile n° 43 a le même profil que l'aile n° 42. On a ajouté seulement à cette dernière une petite surface auxiliaire à l'avant.

Quoi qu'il en soit, la modification Constantin est des plus intéressantes, puisqu'elle suffit, en somme, à rendre très bonne une aile épaisse et de qualités aérodynamiques médiocres, telle que l'aile 16<sup>b</sup>, et qu'elle améliore nettement une de nos meilleures ailes, l'aile Dorand.

Aile n° 44 (Voisin). — M. P. Rivière, de la maison Voisin, nous a demandé l'essai d'une aile (n° 44) munie, tout le long du bord d'attaque, d'un bec concave (fig. 94). Au lieu de s'arrêter au ras de la face dorsale,

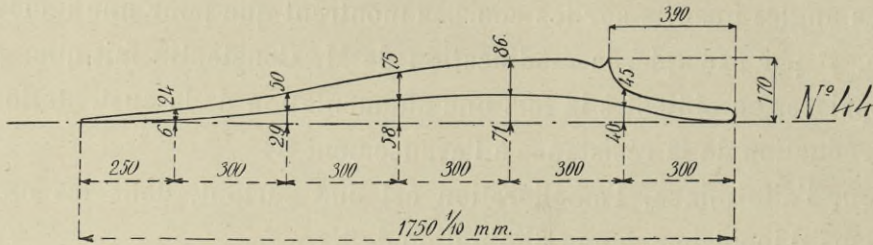


FIG. 94. — Profil de l'aile Voisin.

comme dans les ailes Constantin, la concavité se continue et forme une crête s'étendant le long de l'aile.

Ce dispositif était intéressant parce qu'il pouvait permettre, en somme,

d'améliorer des ailes minces ou en croissant, en leur appliquant une modification analogue à celle de M. Constantin. Les résultats n'ont pas confirmé ces prévisions, mais l'étude de cette aile nous a révélé une anomalie que nous n'avions pas encore rencontrée. On voit que les courbes de la figure 95 présentent une discontinuité vers 9°;  $K_y$  augmente brusquement à partir de 9°, pendant que  $K_x$  semble plutôt éprouver une diminution.

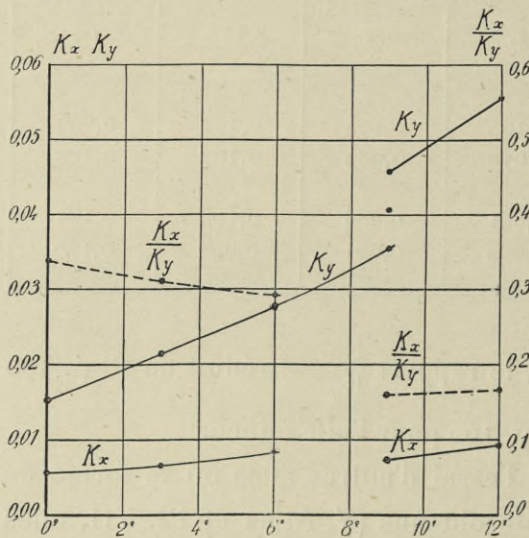


FIG. 95. — Résultats des essais de l'aile Voisin.

Au-dessous de 9°, le régime d'écoulement se traduit par un rapport  $\frac{K_x}{K_y}$  très élevé (0,30 à 6°). Au-dessus de 9°, le  $\frac{K_x}{K_y}$  tombe brusquement à 0,16. A 9° même, nous avons pu obtenir trois positions d'équilibre. Celle qui nous a donné le coefficient  $K_y$  le plus élevé était seule stable.

L'examen de la marche des filets, à l'aide d'un petit fil léger, explique ces anomalies.

Au-dessous de  $9^\circ$ , les filets épousent la forme concave du bec avant : l'air exerce alors sur cette région du dos une compression. Au-dessus de  $9^\circ$ , les filets s'écoulent comme si, la concavité étant comblée, l'aile devenait une aile ordinaire. Cet écoulement produit sur le dos du bec des dépressions qui viennent augmenter la sustentation.

*Ailes n° 45 et 46 (Buch).* — Ces ailes, représentées (fig. 96 et 97), ont un bec avant d'une forme particulière. Elles ont donné de bons

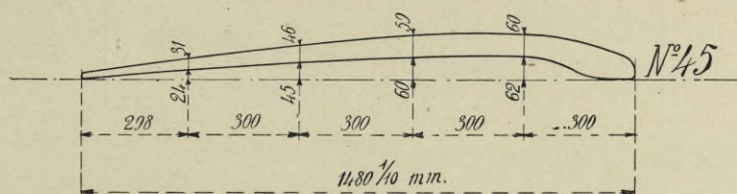


FIG. 96. — Profil de l'aile n° 45.

résultats. La polaire de l'aile n° 45, qui est la meilleure des deux, est représentée planche VI. Cette aile 45 a un rapport  $\frac{K_x}{K_y}$  dont la valeur

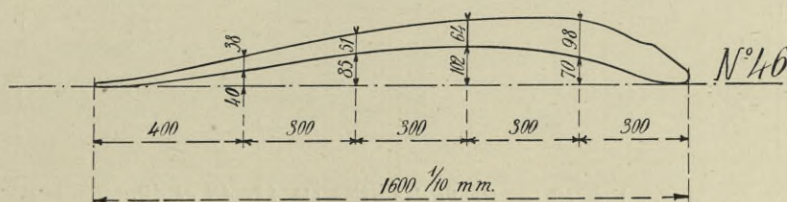


FIG. 97. — Profil de l'aile n° 46.

minimum subit des variations insensibles entre  $0^\circ$  et  $6^\circ$ . A  $6^\circ$ , en particulier, on a  $K_y = 0,044$  et  $\frac{K_x}{K_y} = 0,08$ .

Dans les ailes Constantin, Voisin et Buch, on a cherché à augmenter la dépression sur le dos de l'aile en donnant une forme particulière au bec avant.

Nous allons examiner maintenant une série de cinq ailes où le même résultat a été recherché dans une voie différente.

*Ailes n° 47 à 51 (Howard-Wright).* — M. Howard-Wright, ingénieur à Londres, nous a proposé l'essai de cinq ailes ayant une forme très

spéciale (fig. 98 et 101). Alors que la face inférieure a une courbure bien régulière, la face dorsale comporte deux ou trois redans, et l'ensemble ainsi constitué donne l'impression d'être formé de deux ou trois ailes soudées les unes derrière les autres.

Le constructeur a prévu ce dispositif afin d'augmenter et de répartir plus uniformément la dépression sur la face dorsale; on peut également

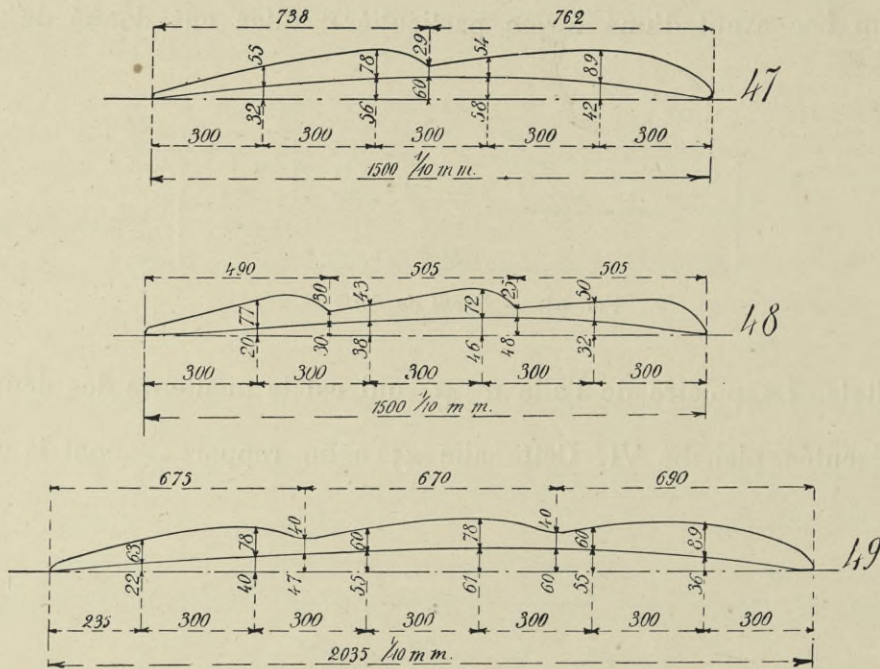


FIG. 98. — Profil des ailes n<sup>os</sup> 47, 48 et 49.

utiliser les deux ou trois épaisseurs maxima pour y loger de solides longerons.

Les ailes n<sup>os</sup> 47, 48, 49 (fig. 98) ont été étudiées à la balance. Pour les ailes n<sup>os</sup> 50 et 51 (fig. 101), nous nous sommes bornés à déterminer la distribution des pressions dans la section médiane.

*Ailes n<sup>os</sup> 47, 48 et 49.* — Ces trois ailes peuvent être rangées dans la catégorie des très bonnes ailes, l'aile n<sup>o</sup> 48 surtout. Le diagramme de la figure 99 représente nos résultats.

On voit que l'aile n<sup>o</sup> 48, qui a trois redans, est nettement la meilleure. L'aile n<sup>o</sup> 49, qui a trois redans également, est, au point de vue des  $K_x$  et  $K_y$ ,

inférieure aux deux autres ; la polaire intermédiaire est celle de l'aile n° 47, qui n'a que deux redans. Ces résultats montrent que le nombre des redans a moins d'importance que leur forme et que c'est à celle-ci qu'il faut probablement attribuer les bons résultats de l'aile n° 48. Cette forme particu-

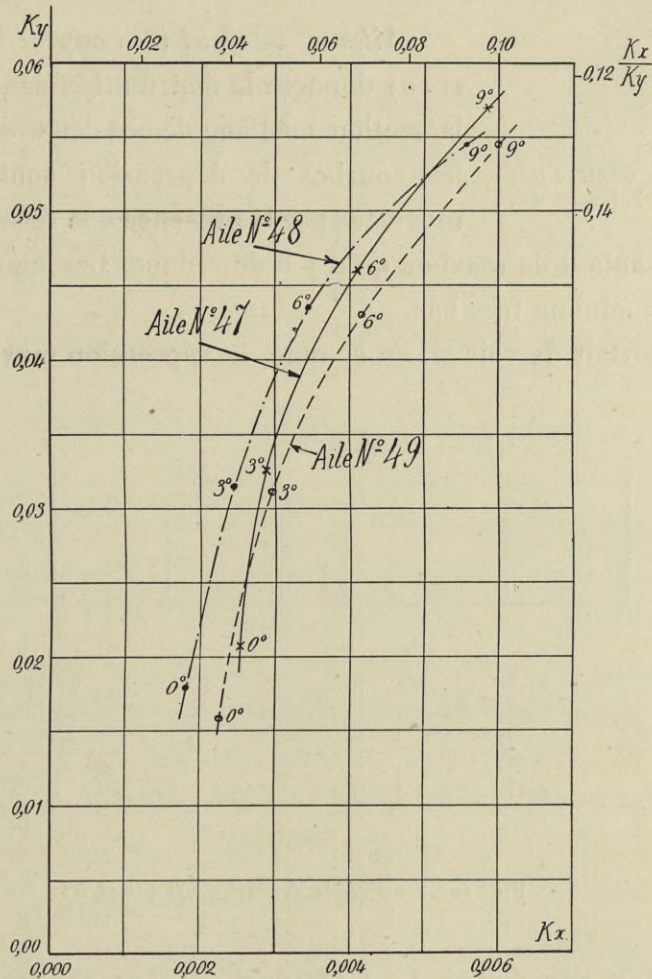


FIG. 99. — Résultats des essais des ailes nos 47, 48 et 49.

lière du redan de l'aile n° 48, dont l'épaisseur augmente très rapidement à partir du bord d'attaque, a sans doute un effet analogue à celui produit par la forme du bec dans les ailes Constantin.

Une autre particularité intéressante de l'aile n° 48 est que le centre de poussée ne varie que des 2 p. 100 de la largeur de l'aile entre 5° et 15° (fig. 100).

L'aile n° 47 est celle qui peut donner les plus grandes susten-



tations. Les tableaux numériques de l'Atlas montrent que l'on obtient avec cette aile  $K_y = 0,0675$  à  $12^\circ$  et  $K_y = 0,0742$  à  $15^\circ$ . Cela tient, sans doute, à sa forte courbure.

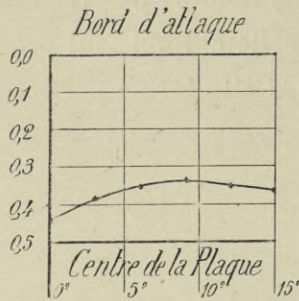


FIG. 100. — Centres de poussée sur l'aile n° 48.

Ailes n°s 50 et 51 (fig. 99). — Les figures 102 et 103 donnent la distribution des pressions dans la section médiane de ces deux ailes. On voit que les courbes de dépression sont profondément modifiées par la présence des redans. Ces courbes

présentent autant de maxima qu'il y a de redans. Ces maxima sont séparés par des minima très bas.

Il importait de voir si, en somme, la dépression moyenne sur le dos

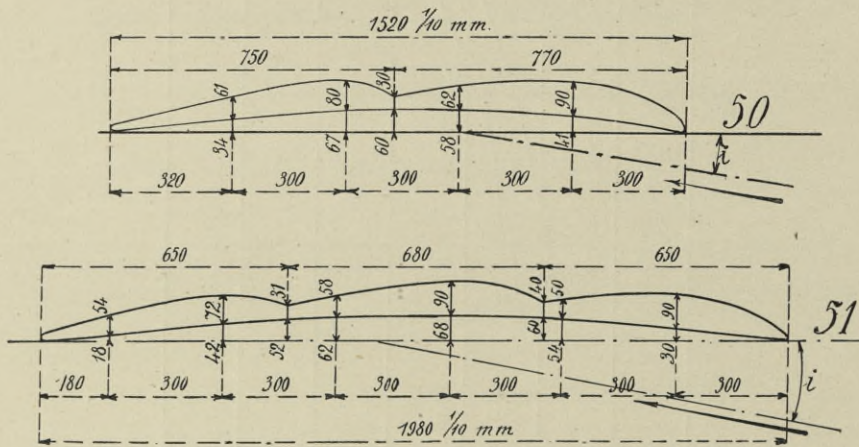


FIG. 101. — Profils des ailes n°s 50 et 51.

de l'aile était augmentée. Le tableau ci-dessous contient ces pressions moyennes pour la section médiane.

ANGLES DE LA CORDE DE L'AILE et du vent	DÉPRESSIONS MOYENNES sur le dos de l'aile pour 10 m/sec		PRESSIONS MOYENNES sur le dessous de l'aile pour 10 m/sec	
	Aile 50	Aile 51	Aile 50	Aile 51
0° . . . . .	2,3	1,3	0,3	—0,5
5° . . . . .	4,2	3,6	2,1	1,7
10° . . . . .	5,0	4,1	3,0	2,4

Les dépressions moyennes sont du même ordre de grandeur que celles que nous donnons, par exemple, à propos de notre plaque courbe de  $\frac{1}{13,5}$  dans la *Résistance de l'air* (p. 243).

En somme, les redans paraissent modifier beaucoup la distribu-

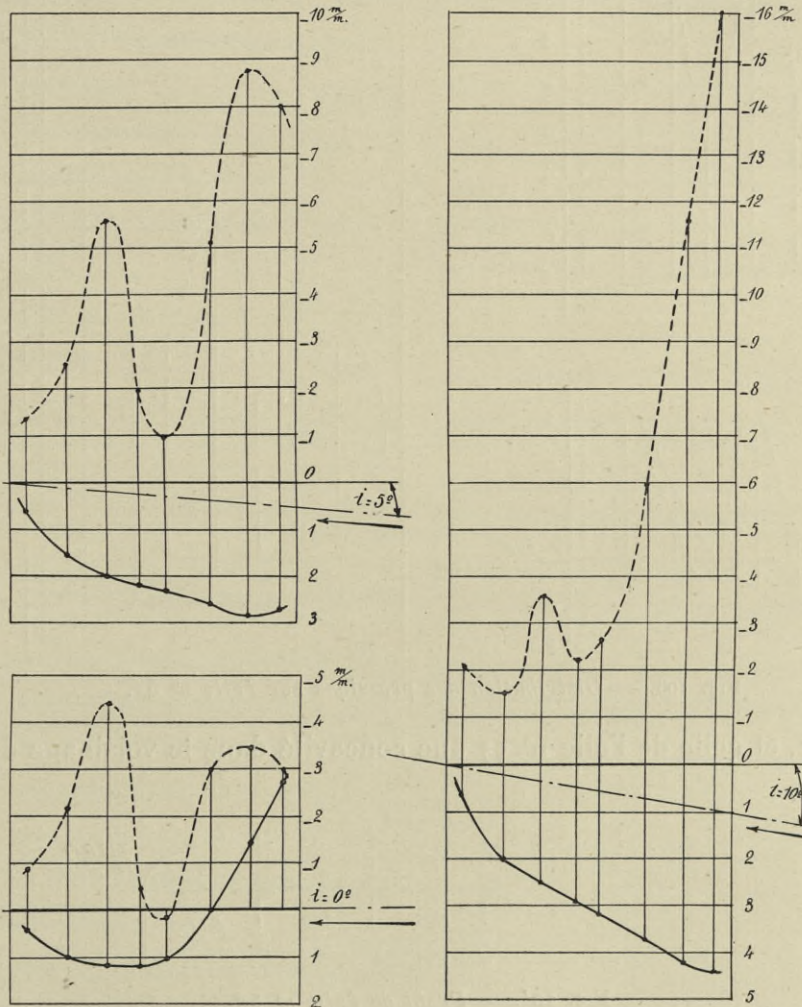


FIG. 102. — Distribution des pressions sur l'aile n° 50.

tion des dépressions sans augmenter sensiblement la dépression moyenne.

*Ailes nos 52 et 53 (Nieuport).* — Nous avons fait pour la Maison Nieuport les essais de deux ailes de  $90 \times 15$  cm représentées figures 104 et 105.

Les dos de ces ailes ont sensiblement la même forme, mais les surfaces

de dessous sont différentes : la face inférieure de l'aile n° 52 présente une

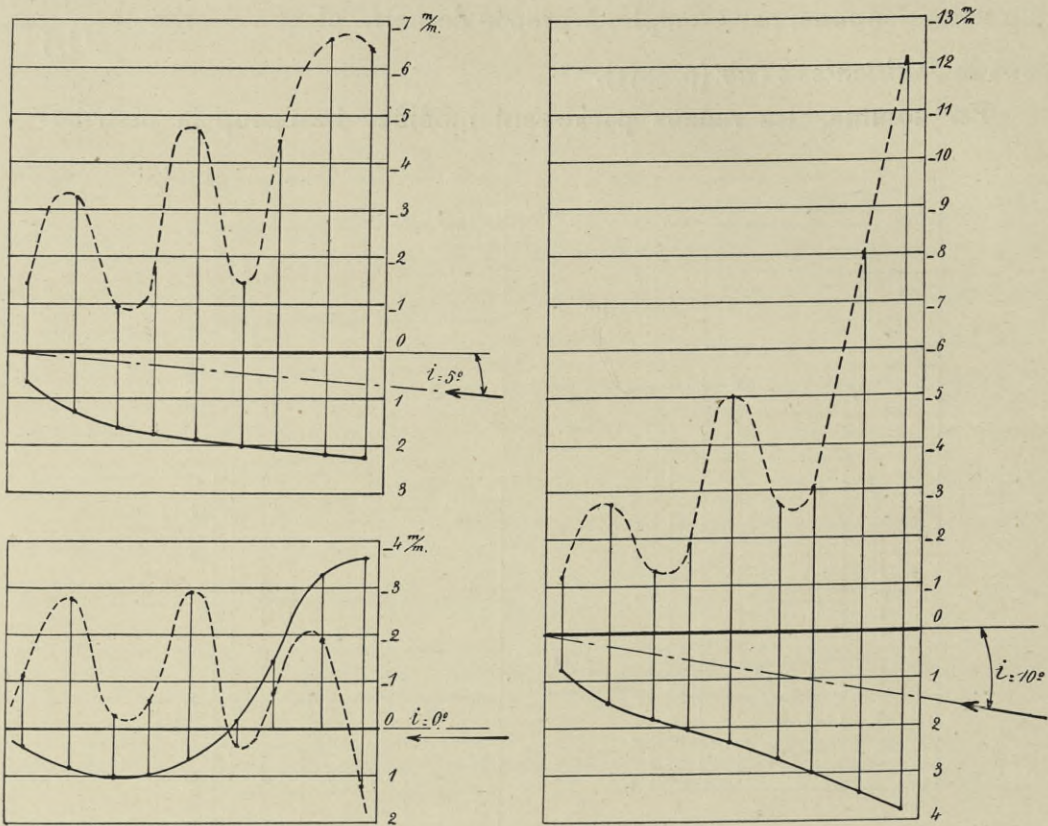


FIG. 103. — Distribution des pressions sur l'aile n° 51.

convexité, et celle de l'aile n° 53 une concavité dans le voisinage du bord d'attaque.

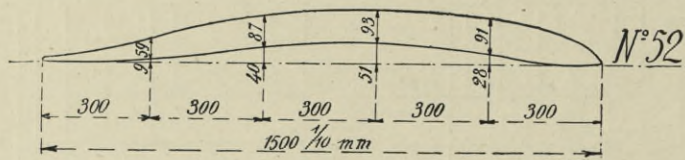


FIG. 104. — Profil de l'aile n° 52.

Les courbes de la figure 106 semblent indiquer que la convexité

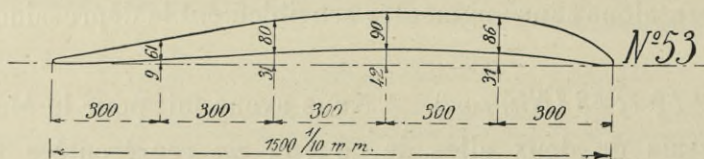


FIG. 105. — Profil de l'aile n° 53.

de la partie inférieure est avantageuse pour les petites sustentations.

*Ailes nos 54, 55 et 56 (Deperdussin).* — La Maison Deperdussin, en vue du Concours pour la Coupe Gordon Bennett 1912, nous a demandé l'essai de trois ailes de  $60 \times 25$  cm ayant, par conséquent, un allongement de 2,4. Ces ailes étaient entièrement entoilées; elles ont une très faible courbure (fig. 107), étant destinées à un appareil très rapide.

L'aile n° 54 est la plus incurvée. La flèche de sa ligne moyenne est de  $\frac{1}{33}$ , elle est très légèrement relevée à l'arrière. Des trois ailes essayées, elle présente le bord d'attaque le moins aigu.

L'aile n° 55 a son maximum d'épaisseur au milieu et un profil à peu près symétrique. La ligne moyenne de ce profil est très légèrement concave, et a dans son milieu une flèche maximum de  $\frac{1}{55}$ . Les bords d'attaque et de sortie sont très minces et presque identiques.

L'aile n° 56 a sa face supérieure convexe dans le voisinage du bord d'attaque, et sa face inférieure convexe dans le voisinage du bord de sortie, aussi sa ligne moyenne est-elle une courbe sinueuse, sans flèche bien définie. Étant donnée la forme toute spéciale de la face inférieure de cette aile, il ne nous a pas été possible,

pour définir son inclinaison, de mesurer cette dernière à partir de la tangente aux bords extrêmes. Nous avons pris, par exception, l'incidence de la ligne qui joint les arêtes des bords d'attaque et de sortie.

Les résultats sont représentés figure 108. Le diagramme met en évidence que, pour les sustentations allant de  $K_y = 0,005$  à  $0,015$  et

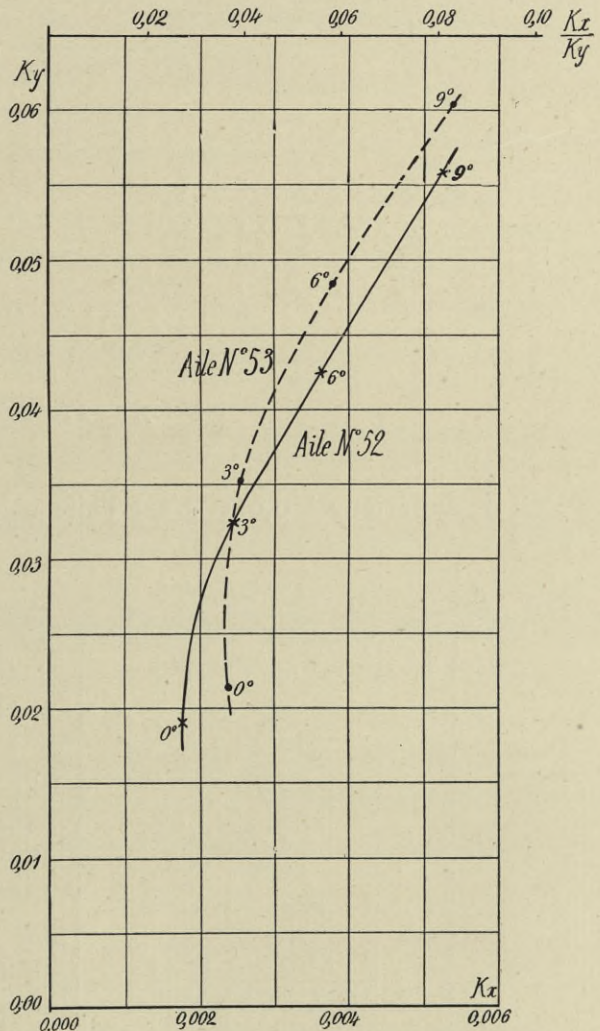


FIG. 106. — Polaires des ailes nos 52 et 53.

pour les angles de  $0^\circ$  à  $3^\circ$ , c'est l'aile n° 55 qui est préférable; pour



FIG. 107. — Profil des ailes Deperdussin.

$K_y$  supérieur à 0,015, c'est l'aile n° 54 qui donne les meilleurs résultats.

Les valeurs de  $K_x$  et  $K_y$  ne peuvent, d'ailleurs, être comparées à celles des autres profils essayés au laboratoire, étant donné le faible allongement, 2,4, des modèles de  $60 \times 25$  cm de la Maison Deperdussin.

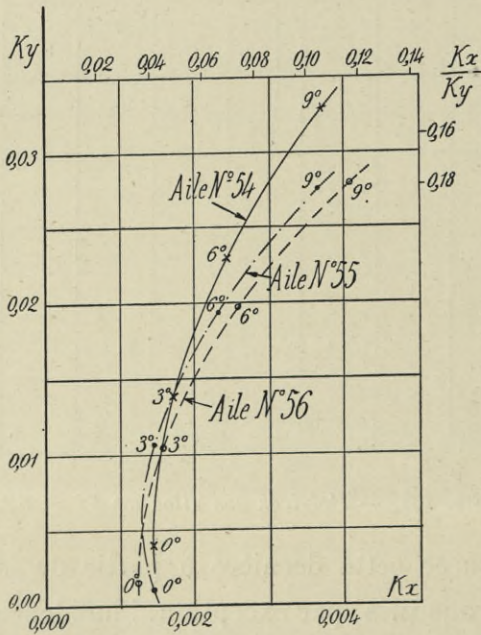


FIG. 108. — Polaires des ailes Deperdussin.

### § 2. — Influence de l'épaisseur.

Aile n° 57. — Cette aile, ou plutôt ce profil de flotteur d'hydravion dans le voisinage du moyeu, est représenté fig. 109; il est caractérisé par un bord d'attaque très épais et franchement arrondi. Ses

dimensions principales sont  $60 \times 15$  cm. Son essai nous a donné des

résultats qui permettent de préciser ce que nous avons dit dans la *Résistance de l'air et l'Aviation*, 1911 (p. 169), à propos des ailes très épaisses 16<sup>c</sup> et 16<sup>d</sup>.

Les pressions sur ces ailes nous avaient paru présenter, pour certains angles, des variations très brusques équivalant à de véritables discontinuités. Les grandes vitesses dont nous disposons au laboratoire d'Auteuil nous ont montré, avec le profil n° 57, que ce phénomène était, en somme, de la même nature que ceux observés avec les sphères ou avec les cylindres à génératrices perpendiculaires au vent.

Nous avons expérimenté le profil n° 57 aux angles de  $-3^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $3^\circ$ ,  $6^\circ$ ,  $9^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $21^\circ$  et  $24^\circ$ . Pour l'angle de  $-3^\circ$ , il ne présente rien de particulier.

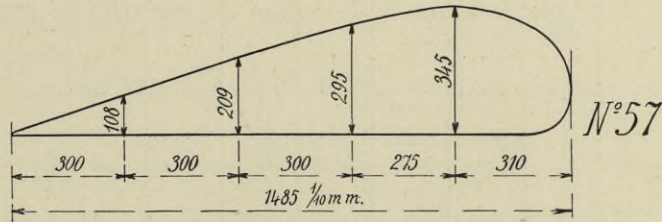


FIG. 109. — Profil de l'aile n° 57.

Les résultats des autres angles sont représentés figure 110. On voit que pour un angle donné,  $6^\circ$  par exemple, il y a entre les vitesses de 4 à 30 *m/sec*, trois régimes d'écoulement de l'air autour de la plaque. Le premier, qui s'étend de 6 à 12 *m/sec*, est caractérisé par un  $K_y$  relativement bas (0,022 en moyenne), et un  $K_x$  plutôt élevé (0,010). Le deuxième régime va de 12 à 16 *m/sec*; les  $K_y$  sont plus élevés que dans le premier, et les  $K_x$  un peu plus faibles.

Le troisième régime commence vers 15 *m/sec*; il présente les plus forts  $K_y$  (0,046 en moyenne), et les plus faibles  $K_x$  (0,007).

Pour l'ensemble de nos résultats, on peut résumer ainsi les vitesses critiques de changement de régime.

0° . . . . .	Une vitesse critique à 7 <i>m/sec</i>		
3° . . . . .	—	7,50 <i>m/sec</i>	et une à 12 <i>m/sec</i>
6° . . . . .	—	12,0	— 15,5
9° . . . . .	—	14,0	— 19,0
15° . . . . .	—	18,0	— 24,0
21° . . . . .	—	8	— 20 à 24
24° . . . . .	—	8	— 22

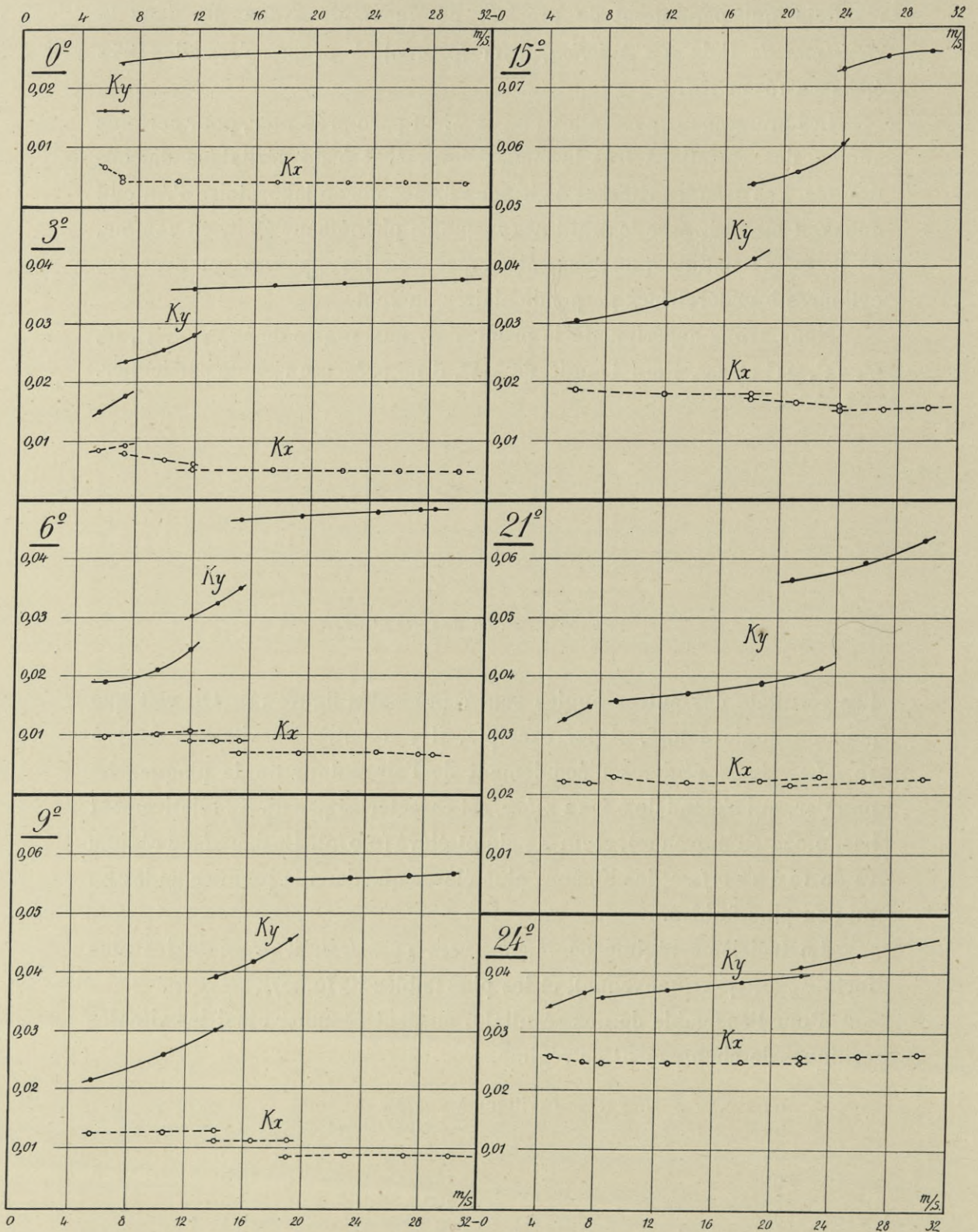


FIG. 110. — Coefficients de résistance de l'aile n° 57.

On voit que, jusqu'à  $15^\circ$ , ces vitesses critiques croissent à mesure que l'incidence augmente. A partir de  $15^\circ$ , le troisième régime s'établit aux vitesses de  $24 \text{ m/sec}$ . A  $24^\circ$ , le phénomène est très peu accusé, et les courbes  $K_x$  et  $K_y$  semblent devenir continues.

L'examen de la marche des filets autour de la surface confirme ces résultats. Dans le premier régime, il existe à tous les angles, sur le dos de l'aile, de violents remous. Ces tourbillons ont complètement disparu dans le troisième régime. L'écoulement de l'air se fait alors par filets bien réguliers. Le deuxième régime ne paraît être qu'un régime de transition entre les deux précédents.

*Aile n° 58.* — Cette aile (fig. 111) présente comme la précédente un bec avant très arrondi, mais elle est beaucoup plus mince que l'aile n° 57.

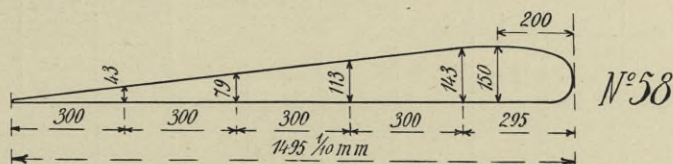


FIG. 111. — Profil de l'aile n° 58.

Aux angles de  $-3^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $3^\circ$  et  $6^\circ$ , les essais entre  $6$  et  $30 \text{ m/sec}$  n'ont rien présenté de bien particulier; ils ont donné les résultats suivants :

$i$	$-3^\circ$	$0^\circ$	$3^\circ$	$6^\circ$
$K_x$ . . . . .	0,00144	0,00111	0,00222	0,00340
$K_y$ . . . . .	0,00255	0,0129	0,0252	0,0354

Mais à  $9^\circ$ ,  $12^\circ$  et  $15^\circ$ , on retrouve pour les  $K_y$  des traces de discontinuité, comme le montre la figure 112 qui représente les résultats relatifs à ces angles.

Les trois régimes sont encore très nets à  $9^\circ$  et  $12^\circ$ , mais, entre le premier et le troisième, la variation de  $K_y$  est bien moindre que pour la plaque précédente.

A  $15^\circ$ , les régimes sont réduits à deux très peu différents.

Pour ces trois angles, les discontinuités sont insensibles au point de vue des  $K_x$ .



Ailes n<sup>os</sup> 59, 60, 61 et 62 (Drzewiecki). — Les essais de ces profils nous ont été proposés par M. Drzewiecki. Ils sont destinés à constituer les

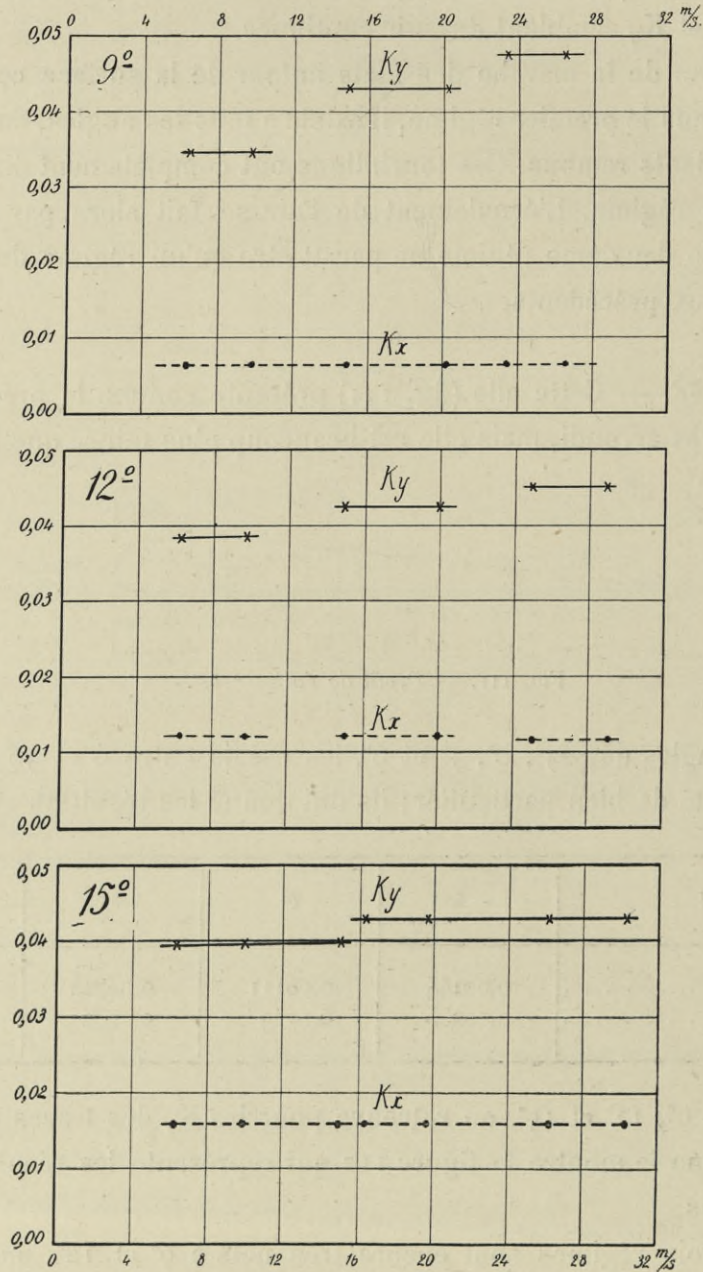


FIG. 112. — Résultats des essais de l'aile n<sup>o</sup> 58.

éléments successifs d'une même pale d'hélice dont l'épaisseur, comme on sait, va en diminuant régulièrement à mesure que l'on s'écarte du moyeu. Tous ces profils ont la même courbure inférieure que l'aile n<sup>o</sup> 31. Ils sont

représentés ainsi que l'aile 31 figure 113. Cette étude a donc en somme l'intérêt de montrer les résultats que l'on obtient en conservant aux ailes

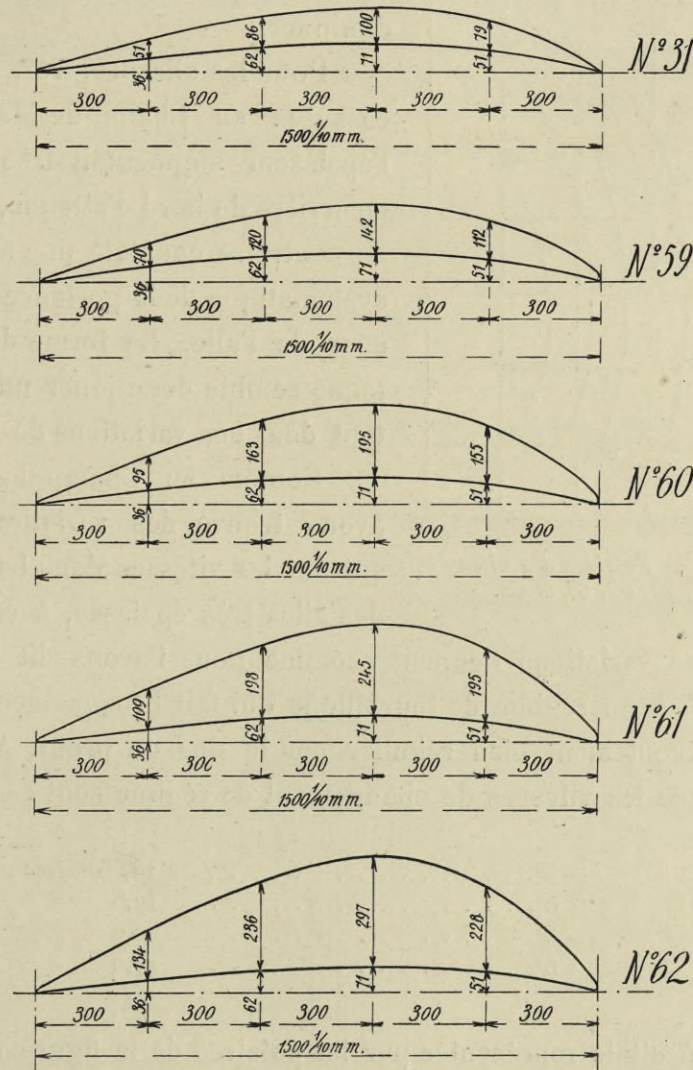


FIG. 113. — Profils des ailes nos 31, 59, 60, 61 et 62.

une même face inférieure et en augmentant progressivement leur épaisseur.

Les polaires des cinq ailes (fig. 114) montrent que le rendement des ailes diminue à mesure que leur épaisseur augmente.

Si nous réunissons sur ces polaires tous les points de même incidence, 3° par exemple, on obtient une courbe sinueuse tracée en ponctué, et qui montre, à l'incidence de 3°, les variations de la portance

$K_y$  avec l'épaisseur des ailes. On voit que la portance n'augmente que très légèrement avec l'épaisseur, et, pour les très fortes épaisseurs, elle

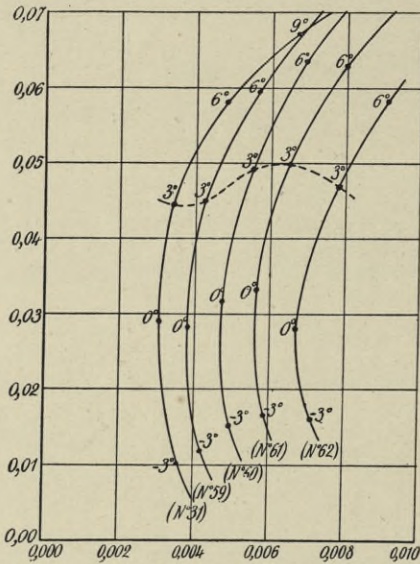


FIG. 114. — Polaires des ailes n°s 31, 59, 60, 61 et 62.

semble même avoir une tendance à diminuer.

Pour les ailes 16, 16<sup>a</sup>, 16<sup>b</sup>, 16<sup>c</sup>, 16<sup>d</sup> essayées au Champ-de-Mars et dont l'épaisseur augmentait très rapidement en arrière du bord d'attaque, nous avons au contraire constaté une augmentation systématique de la portance avec l'épaisseur de l'aile. La forme du bord d'attaque semble donc jouer un rôle important dans ces variations de  $K_y$ .

Comme au Champ-de-Mars, nous avons trouvé des variations brusques suivant les vitesses dans les coefficients des ailes très épaisses, à certaines inci-

dences. Ces variations tiennent, comme nous l'avons dit à propos de l'aile n° 57, à un régime de tourbillons qui fait brusquement place à un régime d'écoulement bien régulier sur le dos du profil. Ainsi pour la surface n° 62 les vitesses de changement de régime sont :

— 3° . . . . .	13,55 m/sec
0° . . . . .	17,5
3° . . . . .	20,0
6° . . . . .	27,0

Les résultats représentés par les polaires de la figure 119 sont tous relatifs au régime d'écoulement bien régulier, c'est-à-dire relatifs aux grandes vitesses.

Ailes n°s 63, 64, 65, 66. — Ces ailes représentées figure 115 sont, comme les précédentes, destinées à constituer les éléments successifs d'une même pale d'hélice. Elles dérivent de l'aile n° 31 que nous avons aussi représentée figure 115; nous leur avons conservé, en effet, la même ligne moyenne qu'à l'aile 31 et nous leur avons donné des épaisseurs croissantes de part et d'autre de cette ligne.

La figure 116 résume nos résultats. On voit que, pour les angles  $-3^\circ$  et  $0^\circ$ , ces ailes sont pratiquement équivalentes. Pour les angles  $3^\circ$ ,  $6^\circ$  et  $9^\circ$  elles présentent à peu près les mêmes résistances à l'avancement les unes que les autres, mais des sustentations qui décroissent

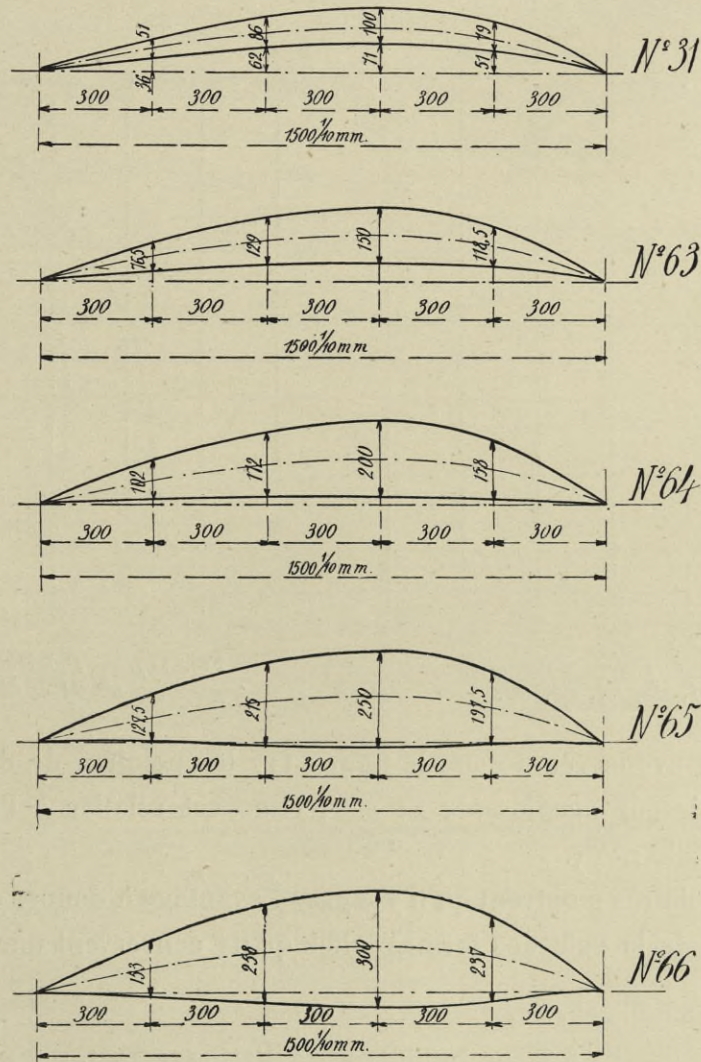


FIG. 115. — Profils des ailes nos 31, 63, 64, 65, 66.

depuis l'aile n° 31, la plus mince, jusqu'à l'aile n° 66 qui est la plus épaisse.

Les coefficients  $K_x$  et  $K_y$  sont pour toutes ces ailes ramenés à une même surface de  $90 \times 15$  cm. Les incidences  $i$  sont celles de la droite qui joint le bord d'attaque au bord de sortie.

Il est intéressant de comparer ces ailes aux précédentes, puisqu'en somme cette comparaison montrera s'il vaut mieux donner à une pale d'hélice des profils successifs ayant tous une même ligne moyenne, ou, au contraire, conserver à toute la pale une même face inférieure. Pour le

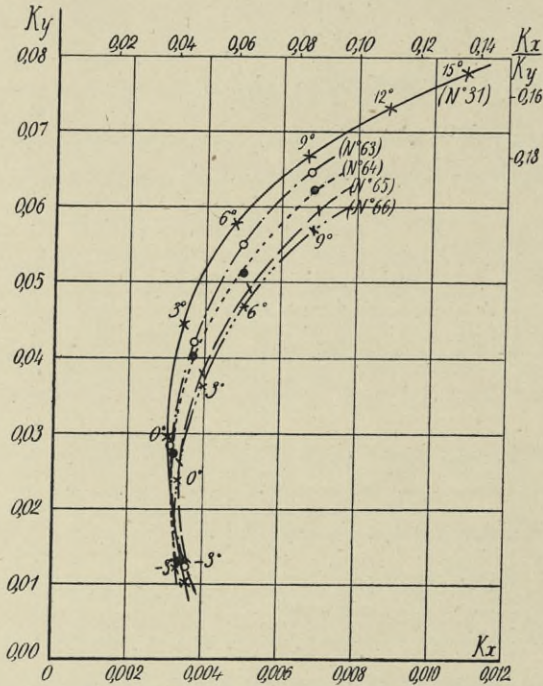


FIG. 116. — Polaires des ailes n°s 31, 63, 64, 65, 66.

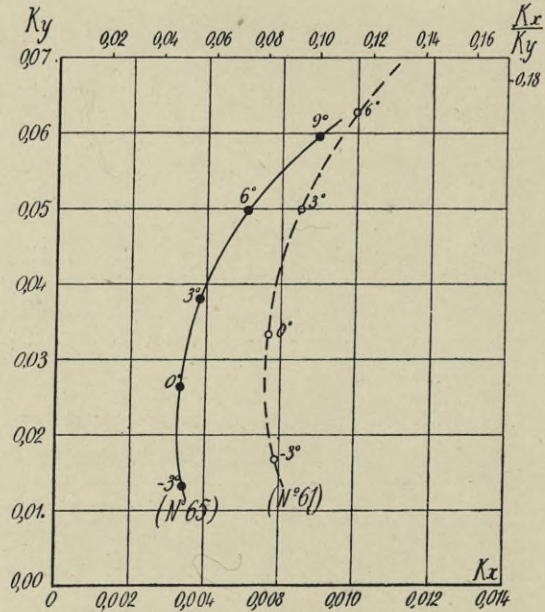


FIG. 117. — Polaires des ailes n°s 61 et 65.

voir, nous avons réuni dans la figure 117 les polaires de deux ailes de même épaisseur maximum : 25 mm; l'une est relative à l'aile n° 61 et l'autre à l'aile n° 65.

Ces polaires montrent qu'il y a grand avantage à donner aux éléments successifs de la pale des formes telles qu'ils conservent une même ligne moyenne.

### § 3. — Influence de l'allongement.

Nous avons déjà étudié au Champ-de-Mars (Voir la *Résistance de l'air et l'Aviation*, — 1911, page 162) l'influence de l'allongement sur des plaques planes ou recourbées circulairement de façon à présenter des flèches de  $\frac{1}{7}$  ou de  $\frac{1}{13,5}$ . Ces plaques avaient des allongements  $\frac{1}{6}$ ,  $\frac{1}{3}$ , 1, 1,5, 2, 3, 6 et 9. Les mesures avaient bien mis en évidence l'avantage que

présentent les grands allongements au point de vue des  $K_x$ ,  $K_y$ , et on en tirait aussi la conclusion que les allongements de 6 environ étaient pratiquement les meilleurs et que l'on gagnait peu à réaliser des allongements supérieurs (9 par exemple).

Pour serrer cette étude d'un peu plus près, nous avons repris, au laboratoire d'Auteuil, l'étude des allongements 2, 3, 4, 5 et 6. Nous avons fait des mesures sur notre nouvelle aile n° 31, de flèche  $\frac{1}{12,6}$  et de

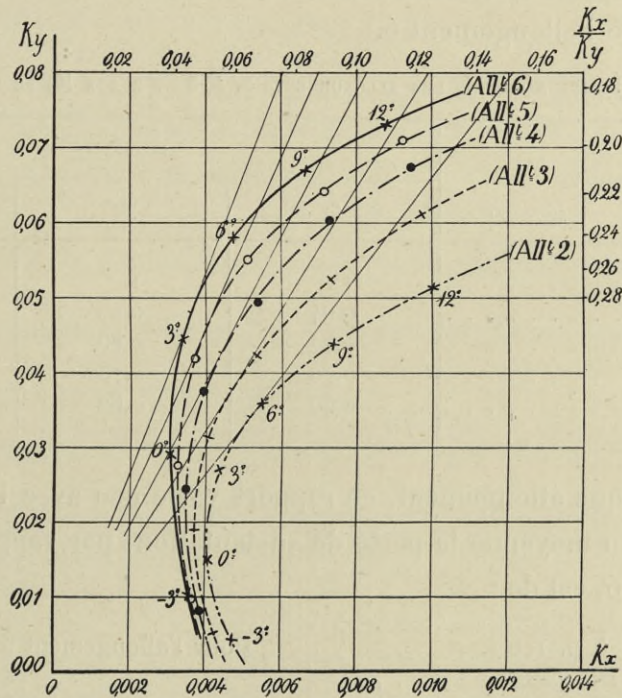


FIG. 118. — Polaires des ailes d'allongements 6, 5, 4, 3, 2 et de flèche de  $\frac{1}{12,6}$ .

90 × 15 cm, réduite successivement aux dimensions de 75 × 15, 60 × 15, 45 × 15 et 30 × 15, de manière à constituer des ailes d'allongement 5, 4, 3 et 2 (ailes n°s 67, 68, 69 et 70).

Les résultats des essais sont représentés sur les polaires de la figure 118 et sont résumés dans les tableaux de l'Atlas.

Ces polaires montrent bien l'augmentation continue de rendement des ailes avec leur allongement.

On voit aussi, par les angles inscrits sur les polaires, que pour une incidence déterminée, 6° par exemple, les portances  $K_y$  diminuent conti-

nuellement à mesure que l'allongement passe de 6 à 5, 4, 3, et 2. Ainsi on a, à 6° :

Aile d'allongement 6 . . . . .	$K_y = 0,058$
— 4 . . . . .	$K_y = 0,049$
Rapport des $K_y$ . . . . .	$\frac{0,049}{0,058} = 0,85$

La perte de sustentation est donc, pour cet angle, de 15 p. 100, quand on passe de l'allongement 6 à l'allongement 4.

Le tableau suivant résume pour les angles de 3°, 6° et 9°, les rapports des  $K_y$  des divers allongements que nous venons d'examiner aux  $K_y$  correspondants de l'allongement 6.

TABLEAU I. — RAPPORTS DES  $K_y$  DES ALLONGEMENTS 5, 4, 3 ET 2 AUX  $K_y$  DE L'ALLONGEMENT 6.

ALLONGEMENTS	INCIDENCES		
	3°	6°	9°
6 . . . . .	1	1	1
5 . . . . .	0,94	0,95	0,96
4 . . . . .	0,84	0,85	0,90
3 . . . . .	0,70	0,73	0,78
2 . . . . .	0,60	0,62	0,60

Pour chaque allongement, ce rapport varie peu avec l'incidence. On peut dire qu'en moyenne la perte de sustentation, par rapport aux  $K_y$  de l'allongement 6, est de :

5 p. 100. . . . .	Pour l'allongement 5
14 — . . . . .	— 4
26 — . . . . .	— 3
39 — . . . . .	— 2

On aurait de même pour les  $K_x$  :

TABLEAU II. — RAPPORTS DES  $K_x$  DES ALLONGEMENTS 5, 4, 3 ET 2 AUX  $K_x$  DE L'ALLONGEMENT 6.

ALLONGEMENTS	INCIDENCES		
	3°	6°	9°
6 . . . . .	1	1	1
5 . . . . .	1,09	1,06	1,05
4 . . . . .	1,15	1,10	1,08
3 . . . . .	1,21	1,14	1,09
2 . . . . .	1,28	1,16	1,10

Les  $K_x$  sont donc augmentés à mesure que diminue l'allongement, mais, pour un allongement déterminé, ils augmentent d'autant moins que l'incidence est plus forte.

On peut dire, pour les divers allongements examinés, que les augmentations des  $K_x$  par rapport aux  $K_x$  de l'allongement 6 sont en moyenne de :

7 p. 100. . . . .	Pour l'allongement 5
11 — . . . . .	— 4
15 — . . . . .	— 3
18 — . . . . .	— 2

Ces deux résultats : réduction des  $K_y$  et augmentation des  $K_x$  à mesure que diminue l'allongement, font que les ailes de petite envergure sont de moins en moins avantageuses.

Si l'on considère les tangentes menées par l'origine aux différentes polaires de la figure 118, tangentes qui font connaître, comme l'on sait, les rapports minima  $\frac{K_x}{K_y}$ , on a, pour les valeurs du minimum de  $\frac{K_x}{K_y}$  des diverses ailes que nous venons d'étudier :

ALLONGEMENTS	6	5	4	3	2
$\frac{K_x}{K_y}$ minimum. . . . .	0,076	0,088	0,104	0,124	0,151
Angle correspondant d'incidence. . . . .	3°,8	4°	4°,3	4°,6	5°,8

Le rapport minimum s'élève en même temps que l'allongement diminue. On constate aussi une augmentation parallèle de l'angle pour lequel a lieu le minimum du rapport  $\frac{K_x}{K_y}$ . Cet angle, qui est de 3°,8 pour l'allongement 6, passe à 5°,3 pour l'allongement 2.

Mais ces conclusions, au point de vue de l'avantage de l'allongement 6, ne sont pas absolues. Les essais du Champ-de-Mars ont, en effet, montré qu'aux petits angles et pour les plaques planes, il y avait avantage à se rapprocher de l'allongement 3. On pouvait donc penser que pour des surfaces de courbure moins forte que celle de l'aile n° 31, il n'y aurait aucun inconvénient à employer des allongements de 5 et même de 4.

Pour le vérifier, nous avons repris ces mesures sur trois plaques,



en tôle de 2 mm d'épaisseur et recourbées circulairement de façon

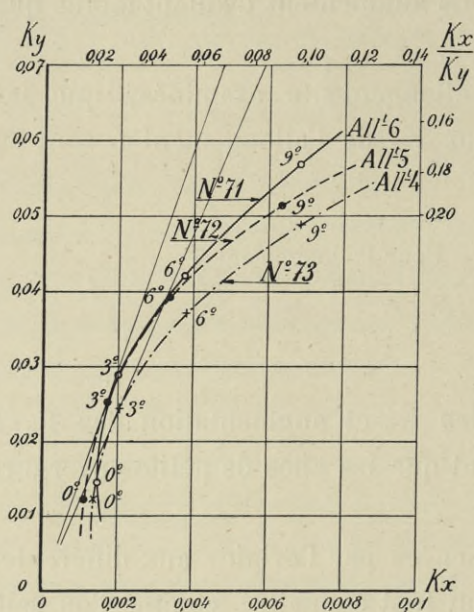


FIG. 119. — Polaires des ailes d'allongements 6, 5 et 4 et de flèche  $\frac{1}{30}$ .

à présenter une flèche de  $\frac{1}{30}$  seulement.

Ces plaques avaient respectivement comme dimensions principales :  $90 \times 15$  cm (allongement 6),  $75 \times 15$  cm (allongement 5) et  $60 \times 15$  cm (allongement 4). Ces ailes portent les n<sup>os</sup> 71, 72, 73 dans les tableaux de l'Atlas. Les résultats des essais sont représentés sur les polaires de la figure 119.

On voit que, au point de vue du rendement, la plaque d'allongement 6 conserve ses avantages, sauf aux petites incidences. Jusqu'aux portances de 0,030, la plaque d'allongement 5 est la meilleure. Pour une incidence déterminée, c'est la plaque d'allongement 6 qui a cependant les plus forts  $K_y$ .

§ 4. — Influence de la forme des bords latéraux.

#### § 4. — Influence de la forme des bords latéraux.

Nos recherches sur les ailes ont porté, à une ou deux exceptions près, sur des modèles de forme rectangulaire. Quelques constructeurs emploient des formes différentes, légèrement trapézoïdales, arrondies dans les angles, etc., etc. Il n'était pas sans intérêt de s'assurer dans quelle proportion on modifiait ainsi la résistance d'une aile rectangulaire, aussi, avons-nous fait, pour compléter notre étude des ailes, quelques recherches dans cette voie.

Nos premières mesures ont porté sur les ailes n<sup>os</sup> 74, 75 et 76 (fig. 120). L'aile n<sup>o</sup> 74 est une aile circulaire de flèche  $\frac{1}{12}$  environ et ayant en plan la forme d'un rectangle de  $90 \times 15$  cm (surface  $1.350$  cm<sup>2</sup>),

L'aile n° 75 est l'aile précédente à laquelle on a enlevé, dans

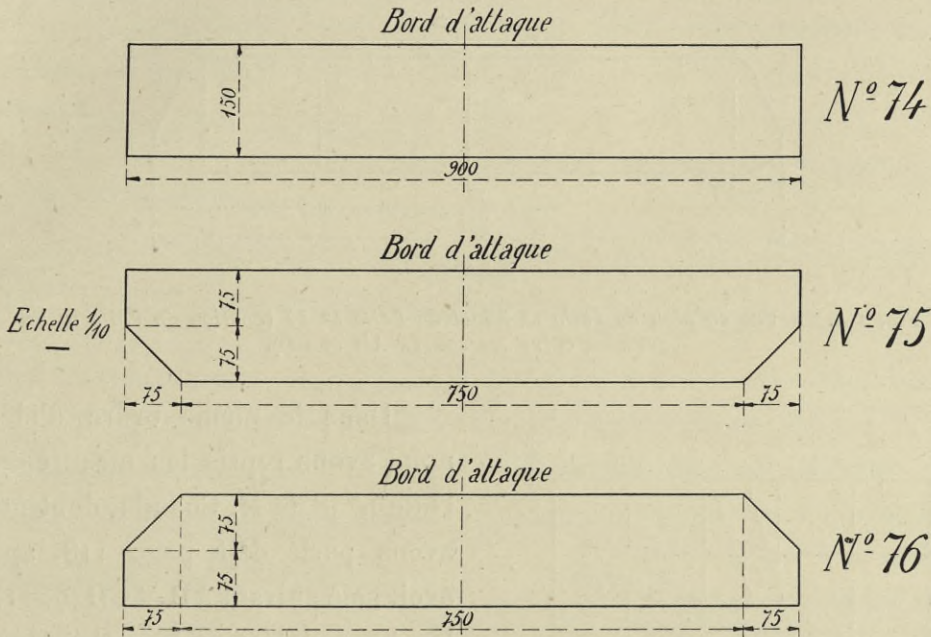


FIG. 120. — Vue en plan des ailes nos 74, 75 et 76.

les angles des bords latéraux et du bord d'attaque, deux petites surfaces triangulaires. Sa surface était ainsi réduite à  $1.294 \text{ cm}^2$ .

L'aile n° 76 est l'aile n° 75 retournée de façon que son bord d'attaque soit le même que le bord de sortie de l'aile n° 75 et *vice versa*.

La figure 121 représente les polaires de ces trois ailes. On voit que les modifications que nous avons fait subir à l'aile primitive n° 74 n'ont que peu d'importance. Malgré l'amplification de l'échelle des  $K_x$ , les trois courbes se superposent presque exactement. Pour une incidence déterminée, l'aile n° 76 a des  $K_y$  et des  $K_x$  un peu plus forts que ceux des ailes nos 74 et 75, mais cela tient sans

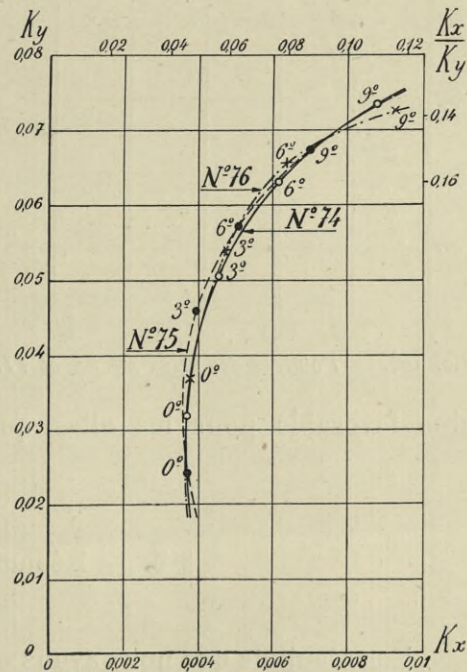


FIG. 121. — Polaires des ailes nos 74, 75 et 76.

doute à ce que la corde de l'aile dans les parties tronquées des bords

latéraux de l'aile n° 76 a une plus forte incidence que dans la partie centrale.

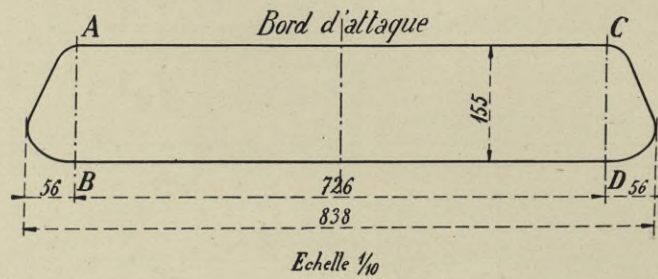


FIG. 122. — Vue en plan de l'aile n° 38 et de l'aile n° 77 (portion de l'aile n° 38 comprise entre les coupes AB et CD).

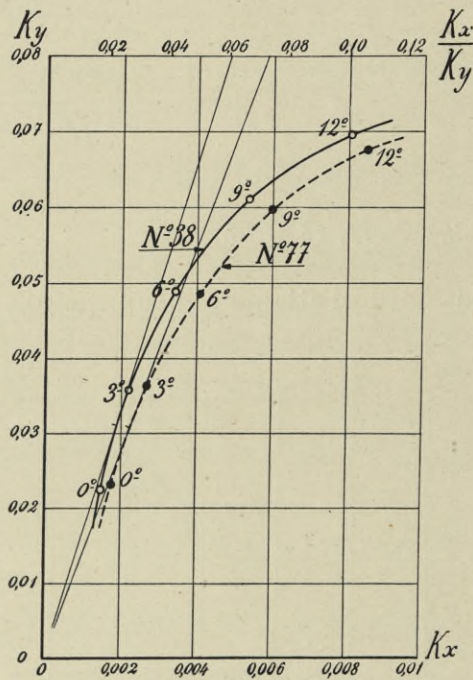


FIG. 123. — Polaires des ailes nos 38 et 77.

plus favorable pour les ailes que la forme rectangulaire.

Dans le même ordre d'idées, nous avons repris les mesures sur l'aile n° 38 de M. Coanda, dont nous avons parlé déjà page 118, après avoir scié suivant AB et CD (fig. 122) les bords latéraux de cette aile, de manière à lui donner une forme rectangulaire. L'aile, ainsi réalisée, avait comme dimensions principales  $72,6 \times 15$  cm.

Les résultats comparatifs des ailes nos 38 et 77 sont représentés sur les polaires de la figure 123. On voit que l'aile n° 38 est plus avantageuse. Ce résultat prouverait que la forme trapézoïdale avec la grande base à l'arrière est un peu

### § 5. — Résumé et Conclusions.

Les résultats que nous avons obtenus avec les ailes nos 31, 63, 64, etc., de différentes épaisseurs montrent bien nettement que, pour une courbure déterminée, une aile est d'autant plus avantageuse qu'elle est plus mince. De même que nous comparons toujours des ailes d'un même allongement

de 6, il faudrait donc, en toute rigueur, comparer aussi des profils de même épaisseur maximum. Les ailes que nous avons expérimentées ne se prêtant pas, étant donnée leur variété, à une telle étude, nous nous bornerons à les diviser en deux classes : les ailes épaisses et les ailes minces. Les premières sont principalement montées sur des monoplans et leur forte épaisseur est indispensable, parce que les nécessités de la construction exigent qu'on loge à leur intérieur deux solides longerons.

Comme tous nos modèles sont généralement des réductions au  $\frac{1}{10}$  d'ailes réelles, nous avons rangé dans la catégorie des ailes épaisses ou ailes de monoplans, tous les modèles qui présentaient une épaisseur maximum d'au moins 9 mm (épaisseur du modèle de l'aile Blériot 13 bis) et une épaisseur d'au moins 5 mm vers les  $\frac{2}{3}$  environ de leur profondeur. Dans la réalité, ces nombres correspondraient à 9 et 5 cm. On ne peut guère descendre au-dessous pour les hauteurs de longerons solides.

Ces ailes sont les suivantes :

AILES ÉPAISSES OU DE MONOPLANS

Numéros des modèles. . . . .	7	8	13 bis (1)	31	33	34	36	42	43	46	47	53
Épaisseur maximum en mm.	10	10	9	10	10	10,3	11,0	12	12	9,8	8,9	9

Nous avons rangé de même dans la catégorie des ailes minces, ou ailes de biplans, tous les modèles dont l'épaisseur maximum, inférieure à 9 mm, ne descend pas cependant au-dessous de 3 mm. Ces ailes sont les suivantes :

AILES MINCES OU DE BIPLANS

Numéros des modèles . . . . .	3	10	12	14	32	35	37	38	41	45	48
Épaisseur maximum en mm . . . . .	3	4,0	3,4	6,9	7,2	5,1	8,8	7,0	6,2	8,8	8,0

Les tableaux ci-dessous contiennent, pour huit valeurs de la portance  $K_y$  allant de  $K_y = 0,020$  jusqu'à  $K_y = 0,065$ , la liste des cinq meilleures ailes de chacun des deux groupes précédents avec leurs caractéristiques  $K_x$ ,  $\frac{K_x}{K_y}$  et  $i$ . Ces ailes sont rangées, pour chaque valeur de  $K_y$ , par ordre des  $K_x$  croissant; la meilleure des cinq ailes est par conséquent la première et c'est la dernière qui est la moins avantageuse.

(1) Cette aile a exceptionnellement un allongement de 4 seulement.

CARACTÉRISTIQUES DES CINQ MEILLEURES AILES DE MONOPLAN ET DE BIPLAN.

NUMÉROS DES AILES	$K_x$	$\frac{K_x}{K_y}$	$i$	NUMÉROS DES AILES	ÉPAISSEUR MAXIMUM du modèle, en mm	$K_x$	$\frac{K_x}{K_y}$	$i$	NUMÉROS DES AILES	ÉPAISSEUR MAXIMUM du modèle, en mm	$K_x$	$\frac{K_x}{K_y}$	$i$	$K_x$	$\frac{K_x}{K_y}$	$i$
-------------------	-------	-------------------	-----	-------------------	------------------------------------	-------	-------------------	-----	-------------------	------------------------------------	-------	-------------------	-----	-------	-------------------	-----

RÉSUMÉ DES CARACTÉRISTIQUES DES CINQ MEILLEURES AILES DE MONOPLAN POUR DIFFÉRENTES PORTANCES DEPUIS  $K_y = 0,020$  JUSQU'À  $K_y = 0,065$ .

$K_y = 0,020$

7	10	0,0014	0,070	2°,4	36	11,0	0,0017	0,070	0°,8	36	11,0	0,0024	0,068	3°,2	36	11,0	0,0028	0,070	4°,2
36	11,0	0,0016	0,080	-0°,2	13 bis	9	0,0019	0,076	4°	53	9	0,0025	0,071	3°	53	9	0,0028	0,070	4°
13 bis	9	0,0021	0,105	1°,7	53	9	0,0021	0,084	2°,8	33	10	0,0026	0,074	2°,7	33	10	0,0030	0,075	4°
					46	9	0,0022	0,088	0°,7	46	9,8	0,0027	0,077	2°,0	46	9,8	0,0030	0,075	3°,2
					33	10	0,0024	0,096	0°,5	13 bis	9	0,0032	0,080	5°,2	13 bis	9	0,0032	0,080	6°,4

$K_y = 0,045$

53	9	0,0033	0,073	5°	31	10	0,0038	0,076	4°,2	31	10	0,0051	0,085	6°,6	31	10	0,0063	0,097	8°,5
36	11,0	0,0034	0,076	5°,6	34	10,3	0,0040	0,080	4°,3	34	10,3	0,0053	0,088	6°,8	46	9,8	0,0065	0,100	9°
31	10	0,0035	0,078	3°,1	53	9	0,0046	0,084	6°,4	53	9	0,0054	0,090	8°,9	33	10	0,0066	0,102	10°,4
33	10	0,0035	0,078	5°,2	36	11,0	0,0041	0,082	7°	46	9,8	0,0055	0,092	7°,6	42	12	0,0066	0,102	10°,4
46	9,8			4°,2	46	9,8	0,0047	0,085	6°,5	46	9,8	0,0055	0,092	7°,6	42	12	0,0066	0,102	10°,4
					42	12	0,0049	0,089	6°,6	42	12	0,0056	0,093	7°,7	34	10,3	0,0068	0,104	8°,6

RÉSUMÉ DES CARACTÉRISTIQUES DES CINQ MEILLEURES AILES DE BIPLAN POUR DIFFÉRENTES PORTANCES DEPUIS  $K_y = 0,020$  JUSQU'À  $K_y = 0,065$ .

$K_y = 0,020$

32	7,2	0,0010	0,050	2°	32	7,2	0,0013	0,052	2°,1	32	7,2	0,0016	0,053	4°,2	32	7,2	0,0025	0,063	4°,4
37	8,8	0,0011	0,055	-1°	35	8,8	0,0015	0,060	0°,8	35	5	0,0020	0,057	5°,1	38	7	0,0026	0,065	4°,4
12	3,4	0,0013	0,065	3°	38	7	0,0018	0,060	1°,2	38	7	0,0022	0,063	3°,3	35	5	0,0031	0,078	4°,7
38	7	0,0013	0,065	-0°,7	12	3,4	0,0018	0,072	4°,2	38	7	0,0023	0,066	2°,2	48	8,0	0,0031	0,078	5°,2
45	8,8	0,0016	0,080	0°,2	35	5	0,0018	0,072	1°,4	45	8,8	0,0023	0,077	2°,5	14	6,9	0,0032	0,080	4°

$K_y = 0,045$

35	5	0,0025	0,056	5°,8	35	5	0,0031	0,062	6°,8	35	5	0,0041	0,074	8°	3	3	0,0069	0,106	7°,8
38	7	0,0030	0,067	5°,6	38	7	0,0037	0,074	6°,8	38	7	0,0045	0,082	8°,2	45	8,8	0,0077	0,118	13°
32	7,2	0,0032	0,071	7°,7	32	7,2	0,0043	0,086	9°	3	3	0,0052	0,094	5°,6	35	5	0,0078	0,120	10°,5
37	8,8	0,0035	0,078	4°,7	45	8,8	0,0045	0,090	7°,6	45	8,8	0,0052	0,103	10°,8	41	7,2	0,0080	0,123	12°
14	6,9	0,0037	0,082	5°,2	14	6,9	0,0045	0,090	6°,5	32	7,2	0,0053	0,096	10°,5	37	8,8	0,0091	0,140	10°

Les nombres inscrits dans ces tableaux ont été relevés sur les polaires des planches V, VI et VII.

Ce tableau montre que si l'on considère uniquement, dans chaque cas, celle des ailes qui donne le plus petit  $K_x$ , on voit que *pour les monoplans, les meilleures ailes sont l'aile n° 36 de M. Odier, pour les portances allant de  $K_y=0,020$  jusqu'à  $K_y=0,045$ , et notre aile n° 31 pour les portances supérieures à  $0,050$ . Depuis  $K_y=0,040$  jusqu'à  $K_y=0,050$  on peut aussi signaler l'aile n° 53 de la maison Nieuport. Pour les biplans, les meilleures ailes sont l'aile n° 32 de M. Lanier-Lawrance jusqu'à  $K_y=0,040$ , et l'aile n° 35 du Commandant Dorand pour les portances allant de  $0,045$  à  $0,060$ .*

Quant au meilleur allongement à donner aux surfaces, les expériences du Champ-de-Mars ont montré qu'on n'avait pas d'intérêt à dépasser l'allongement de 6; cet allongement semble être le meilleur pour des plaques d'une courbure de  $\frac{1}{12}$  environ. Cependant, aux très petites incidences, ou à mesure que l'on réduit la courbure, on peut, sans inconvénient, comme nous l'avons vu ici, réduire un peu l'allongement et pour des ailes de flèche  $\frac{1}{30}$ , par exemple, employer un allongement de 5, ce qui est intéressant parce que cela permet de réduire l'envergure de certains monoplans.

L'étude de l'influence des bords latéraux tendrait à prouver qu'une forme trapézoïdale avec grande base à l'arrière, se rapprochant de la forme de l'aile Coanda, serait plus favorable pour les ailes que la forme rectangulaire.

---



# CHAPITRE V

## INFLUENCE MUTUELLE DES SURFACES

---

Quand on veut utiliser les résultats généraux des expériences aérodynamiques, la principale difficulté qu'on rencontre vient de l'influence mutuelle des surfaces. La somme des résistances des différentes parties d'un modèle ne représente pas, en effet, la résistance de l'ensemble, à moins que ces parties ne soient très éloignées l'une de l'autre, ce qui est un cas bien rare. Pour en déduire la résistance d'un modèle particulier qui n'a pas été essayé lui-même, il est donc nécessaire de connaître avec quelque approximation les influences mutuelles de ses divers éléments. Ces influences ne peuvent être connues elles-mêmes que par des expériences, dont le nombre est très élevé, puisque, en toute rigueur, chaque combinaison de surfaces devrait être essayée. En abordant cette nouvelle série de mesures, nous avons pensé qu'il convenait de choisir, parmi l'extrême variété des cas possibles, ceux dont l'influence sur le fonctionnement des appareils est la plus importante, et dont les applications sont les plus fréquentes.

### I. — AILES EN TANDEM (1)

Les surfaces en tandem remplissent ces deux conditions, puisque la presque totalité des appareils présentent deux surfaces placées l'une derrière l'autre et que ces surfaces constituent l'organe le plus essentiel,

(1) Pour les valeurs numériques relatives aux essais dont il est parlé dans ce paragraphe, voir l'Atlas.



au point de vue de la sustentation comme au point de vue de la stabilité.

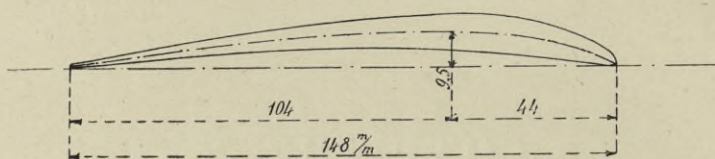


FIG. 124. — Profil des ailes expérimentées d'allongements 6 et 3, nos 33 et 33 bis.

Nous avons donc exécuté une série de mesures sur deux ailes placées

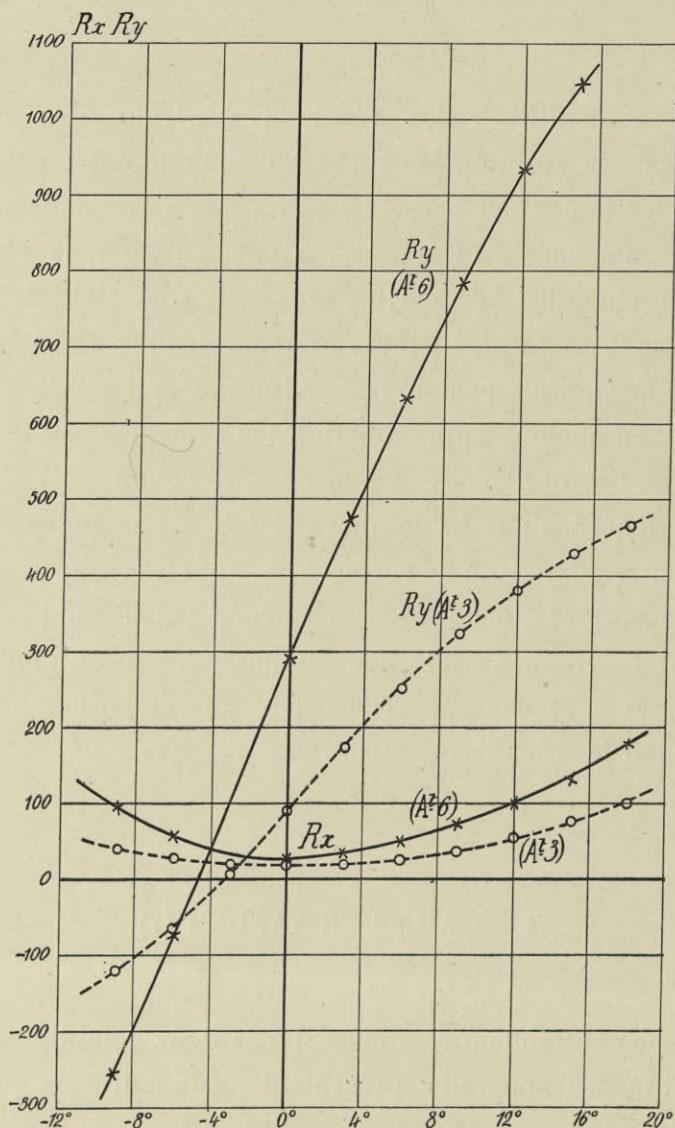


FIG. 125. — Efforts  $R_x$ ,  $R_y$ , sur les ailes d'allongements 6 et 3, nos 33 et 33 bis.

l'une derrière l'autre, et dont les dimensions, les distances, l'angle de

décalage et l'inclinaison sur le vent pouvaient varier. Pour éviter des recherches sans intérêt, et afin de rester dans le domaine de la pratique aéronautique, nous avons, d'une manière générale, pris les angles de décalage de manière à réaliser, autant que possible, la stabilité de forme en constituant ce que l'on a appelé le  $V$  longitudinal, c'est-à-dire en donnant aux ailes une inclinaison telle que l'angle de leurs cordes forme un  $V$  très ouvert tourné vers le haut. L'aile avant ayant une incidence  $i$ , l'aile arrière aura une incidence  $i' < i$  et le décalage sera  $i - i'$ . Au point

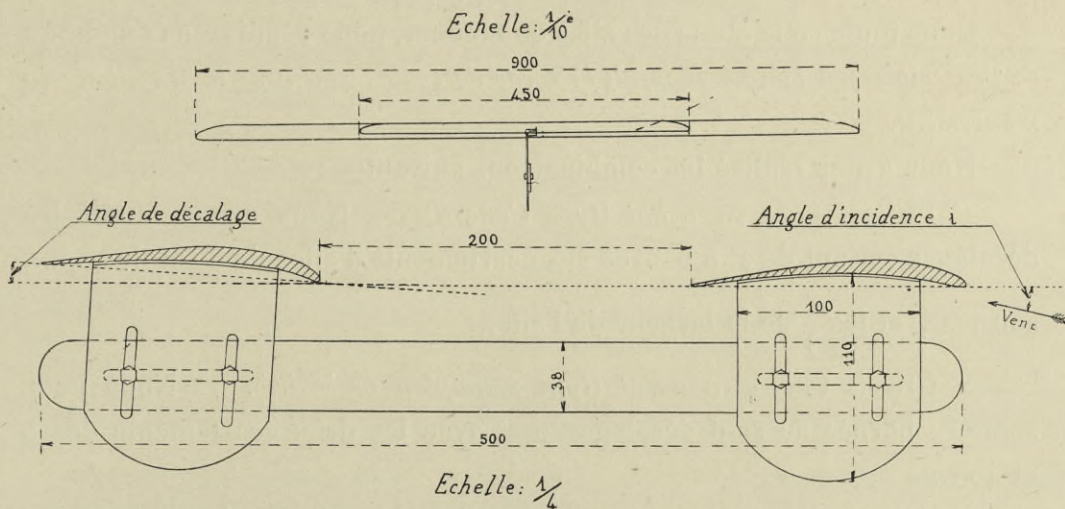


FIG. 126. — Montage des ailes en tandem (Elévation et coupe).

de vue des résistances, ces décalages sont désavantageux, mais ils sont nécessaires à la stabilité.

Un profil uniforme a été adopté, pour rendre les comparaisons plus nettes : ce profil est celui de l'aile Bréguet, qui compte parmi les meilleures que nous ayons essayées. La ligne moyenne de ce profil (fig. 124) a une flèche de  $\frac{9,5}{148} = \frac{1}{15,6}$ . L'une des ailes avait  $90 \times 15$  cm (aile n° 33) et l'autre  $45 \times 15$  (aile n° 33 bis). Leurs résultats d'essais sont représentés fig. 125. Il en a été aussi parlé au chapitre IV.

Dans la plupart des expériences l'aile de moindre envergure a été placée la première; dans d'autres, cet ordre était inversé; dans une troisième série d'essais, les deux ailes avaient toutes les deux 90 cm. Au premier dispositif se rattachent les appareils du type « Canard », au

second les monoplans ordinaires et au troisième les tandems proprement dits.

La distance entre les ailes a été soit de 20, soit de 40 *cm*.

Pour réaliser ces combinaisons de surfaces, les ailes étaient solidarisées par un fer plat et des cornières très minces dont les branches taillées en biseaux allongés étaient opposées au vent (fig. 126). Les centres de poussée étaient obtenus en réunissant les ailes, à quelque distance de leurs bords, par les deux barrettes étroites dont nous avons parlé page 31.

Dans toute cette étude des ailes en tandem, nous définissons *l'incidence de l'ensemble par l'angle que fait la corde de l'aile avant avec la direction du mouvement*.

Nous avons réalisé les combinaisons suivantes :

1° *Petite voilure en avant (type Canard)*. — Nous avons étudié les décalages variant de 2° à 6° avec des écartements d'ailes de 20 et de 40 *cm*, soit les  $\frac{4}{3}$  et les  $\frac{8}{3}$  de la largeur de l'aile.

2° *Grande voilure en avant (type monoplan ordinaire)*. — Nous nous sommes bornés au seul décalage de 4° avec les deux écartements de 20 et 40 *cm*.

3° *Ailes égales*. — Nous avons expérimenté les dispositifs où les deux ailes écartées de 20 *cm* présentent un décalage de 4° et celui où les deux ailes, étant écartées de 40 *cm*, ont un décalage de 0° ou 4°.

### § 1. — Dispositif type Canard.

*Comparaison des décalages pour un même écartement*. — La figure 127 représente nos coefficients  $R_x$ ,  $R_y$  relatifs à l'écartement de 20 *cm*. Elle confirme qu'au point de vue de la résistance, il y a intérêt à réduire le décalage, puisque l'ensemble des deux ailes s'améliore à mesure que le décalage diminue; toutefois, à ce point de vue, les décalages de 2° et 4° sont pratiquement équivalents pour les incidences usuelles de vol.

La figure 128 est relative à l'écartement de 40 *cm*, pour lequel les conclusions sont les mêmes que pour l'écartement de 20 *cm*.

Comparaison des écartements pour un même décalage. — La figure 129

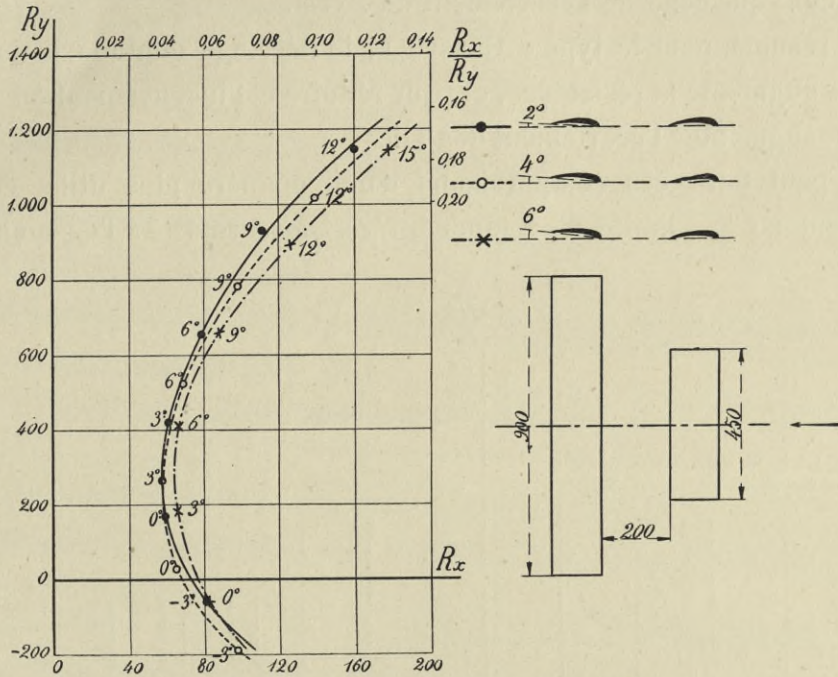


FIG. 127. — Tandems "type Canard".  
Comparaison des décalages de 2°, 4°, 6° pour l'écartement de 20 cm.

représente la comparaison des écartements de 20 et 40 cm pour le

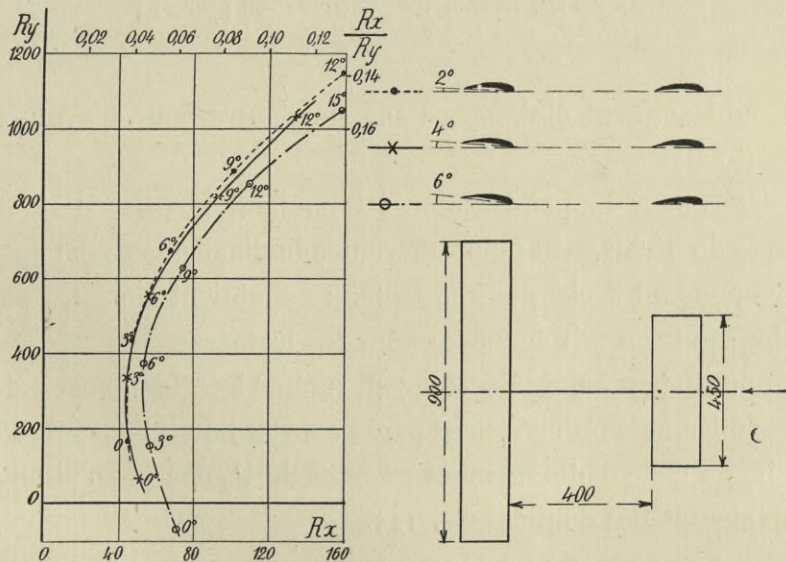


FIG. 128. — Tandems "type Canard".  
Comparaison des décalages de 2°, 4°, 6° pour l'écartement de 40 cm.

décalage de 4°. On voit qu'il y a tout intérêt à écarter les deux ailes le

plus possible, la courbe de l'écartement de 40 cm étant nettement plus avantageuse que celle de l'écartement de 20 cm.

En résumé, pour le type « Canard », le décalage diminue la sustentation et augmente la résistance, et pour réduire cet inconvénient on a tout intérêt à augmenter l'écartement des ailes.

On peut faire ces comparaisons d'une manière plus utile, en les rapportant au cas limite d'un tandem *théorique* formé par l'ensemble de

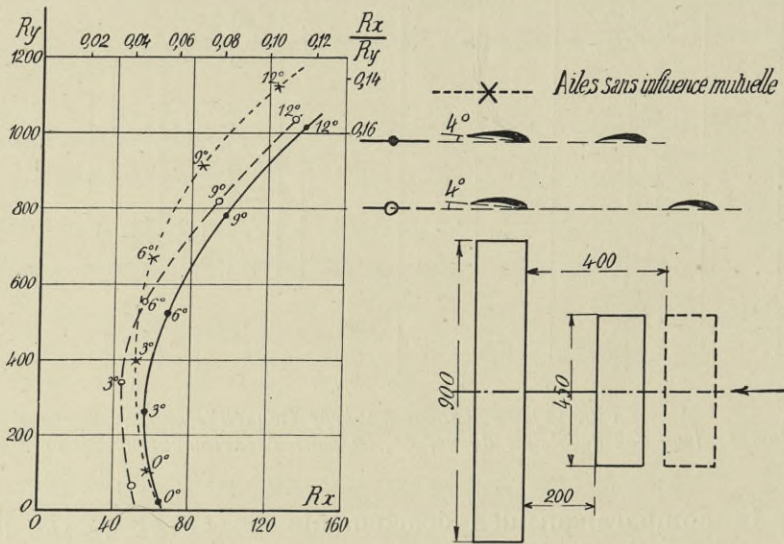


FIG. 129. — Tandems "Type Canard". — Comparaison pour le décalage de 4° des écartements de 20 et 40 cm. avec le tandem théorique (ailes sans influence mutuelle).

deux ailes suffisamment éloignées l'une de l'autre pour n'avoir aucune influence mutuelle.

Pour déterminer la polaire d'un tel tandem, il suffit d'ajouter, en tenant compte du décalage et pour différentes inclinaisons de cet ensemble, les  $R_y$  correspondant à chaque aile isolée : on obtient alors les poussées de l'ensemble; puis on fait de même pour les traînées.

Ainsi, pour le tandem de décalage 4°, incliné à 6° (inclinaison de l'aile avant), si les ailes ne s'influençaient pas, la sustentation totale  $R_y$  serait la somme du  $R_y$  de l'aile d'allongement 3 à 6° et du  $R_y$  de l'aile d'allongement 6 à 2°. Ces valeurs sont données fig. 125.

On aurait :

$R_y$ de l'aile d'allongement 3 à 6° . . . . .	257 gr.
$R_y$ — — — — — 6 à 2° . . . . .	420
$R_y$ du tandem à 6°, si les ailes ne s'influençaient pas . . .	<u>677 gr</u>

On aurait de même pour les  $R_x$  :

$R_x$ de l'aile d'allongement 3 à 6° . . . . .	27 gr
$R_x$ — 6 à 2° . . . . .	32
$R_x$ du tandem à 6°, si les ailes ne s'influençaient pas . . .	59 gr

Nous avons déterminé ainsi les différents points de la polaire du tandem théorique de décalage 4°.

La figure 129 représente la comparaison de cette polaire avec celles des écartements de 20 et 40 cm.

Ces courbes montrent aussi que les sustentations des tandems réels correspondant à une incidence déterminée, 6° par exemple, sont toujours plus faibles que celles obtenues en supposant que les ailes ne s'influencent pas. On pouvait prévoir ce fait puisque l'aile avant rabat légèrement le vent sur l'aile arrière (voir fig. 140, p. 158).

Nous avons résumé dans les tableaux suivants les coefficients par lesquels il faut multiplier la somme des  $R_x$  et des  $R_y$  des ailes isolées, supposées sans influence mutuelle, pour obtenir les  $R_x$  et  $R_y$  du tandem réel.

TABLEAU I. — COEFFICIENTS DE CORRECTION DES  $R_y$  POUR LES APPAREILS DU TYPE CANARD.

INCIDENCE $i$ de la corde de l'aile avant	ÉCARTEMENT : 20 cm			ÉCARTEMENT : 40 cm		
	Décalage 2°	Décalage 4°	Décalage 6°	Décalage 2°	Décalage 4°	Décalage 6°
3° . . . . .	0,77	0,67	0,69	0,81	0,77	0,59
6° . . . . .	0,83	0,78	0,75	0,86	0,82	0,68
9° . . . . .	0,91	0,86	0,82	0,87	0,90	0,77
12° . . . . .	0,93	0,90	0,88	0,95	0,91	0,84

On voit que pour chaque décalage la réduction de sustentation due à l'influence mutuelle des ailes est proportionnellement plus importante aux petits angles d'incidence. A 6° d'incidence et 6° de décalage, et pour l'écartement de 20 cm, le coefficient de réduction est de 0,75. La perte de sustentation due à l'influence mutuelle des surfaces est alors de 25 p. 100 environ,

Le tableau ci-dessous est relatif aux  $R_x$ .

TABLEAU II. — COEFFICIENTS DE CORRECTION DES  $R_x$  POUR LES APPAREILS DU TYPE CANARD.

INCIDENCE $i$ de la corde de l'aile avant	ÉCARTEMENT : 20 cm			ÉCARTEMENT : 40 cm		
	Décalage 2°	Décalage 4°	Décalage 6°	Décalage 2°	Décalage 4°	Décalage 6°
3° . . . . .	1,12	1,17	1,21	0,87	0,90	1,04
6° . . . . .	1,17	1,16	1,16	1,02	0,95	0,93
9° . . . . .	1,16	1,15	1,19	1,03	1,10	1,00
12° . . . . .	1,12	1,12	1,18	1,12	1,08	1,03

Pour l'écartement de 20 cm, l'influence mutuelle des surfaces entraîne, aux angles de vol, une augmentation de 15 p. 100 en moyenne de la résistance que l'on déduirait de l'essai des ailes isolées.

Pour l'écartement de 40 cm, cette influence est plus variable et aux angles de vol la traînée est réduite légèrement.

*Comparaison des tandems au point de vue de la stabilité.* — Nous avons montré page 43 comment sont tracés les faisceaux de résultantes et page 51 comment on calcule la grandeur des moments de stabilité. Ces derniers sont d'autant plus importants que les faisceaux sont plus étalés et que les résultantes elles-mêmes sont plus fortes.

Dans la planche VIII, nous avons tracé ces faisceaux, en nous servant des valeurs numériques données dans l'Atlas, pour l'écartement de 20 cm et les décalages de 2°, 3°, 4° et 6°. On voit que pour le décalage de 2° le faisceau est très étroit; il va en s'étalant progressivement à mesure qu'augmente le décalage; la stabilité augmente en même temps.

Si l'on considère par exemple la résultante de 6°, on voit qu'elle coupe la droite D à des distances respectives de 85, 89, 100 et 118 mm du bord d'attaque de l'aile arrière pour chacun des décalages précédents. Le faisceau avance donc à mesure qu'augmente le décalage, c'est-à-dire à mesure qu'augmente la stabilité.

Pour un appareil dont les voilures principales seraient semblables à celles des dispositifs que nous étudions et dont l'axe de l'hélice passerait par le centre de gravité, l'équilibrage ne serait possible que si ce centre de gravité était situé sur l'une des résultantes du faisceau,

c'est-à-dire, comme on le voit sur la planche, vers le milieu de l'intervalle qui sépare les deux voilures.

Dans la planche IX, on a réuni les faisceaux relatifs à l'écartement de 40 cm et aux décalages de 2°, 4° et 6°. Pour un même décalage, les faisceaux sont beaucoup plus étalés et la stabilité, toutes choses égales d'ailleurs, est beaucoup plus grande que dans le cas précédent, mais les faisceaux sont toujours situés vers le milieu de l'intervalle qui sépare les deux voilures.

Les diagrammes de ces deux planches montrent aussi par la divergence des faisceaux qu'il y a intérêt à abaisser le plus possible le centre de gravité, pour augmenter le bras de levier du moment stabilisateur.

*Influence d'un surhaussement de l'aile arrière.* — Pour voir l'influence d'un déplacement relatif, en hauteur, des deux ailes, on a répété les essais des ailes éloignées de 20 cm et décalées de 4°, mais en surélevant de 4 cm l'aile arrière. Les résultats sont représentés dans la figure 130. Les deux courbes  $R_x$ ,  $R_y$  sont peu différentes. Au point de vue pratique, l'effet de ce surhaussement de 4 cm est peu sensible.

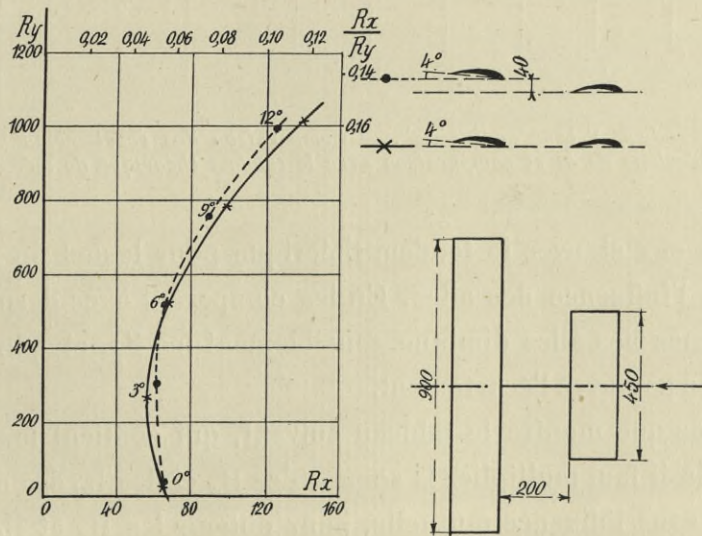


FIG. 130. — Tandems "type Canard".  
Influence d'un surhaussement de l'aile arrière (Ecartement 20 cm, décalage 4°).

Au point de vue de la stabilité, les diagrammes de la planche VIII montrent que ces deux dispositifs sont également équivalents.



## § 2. — Tandems type « monoplan ordinaire ».

Comme nous l'avons dit plus haut, nous nous sommes bornés à étudier avec un décalage de  $4^\circ$  les tandems d'écartement 20 cm et 40 cm. Le diagramme de la figure 131 donne la comparaison de ces deux dispo

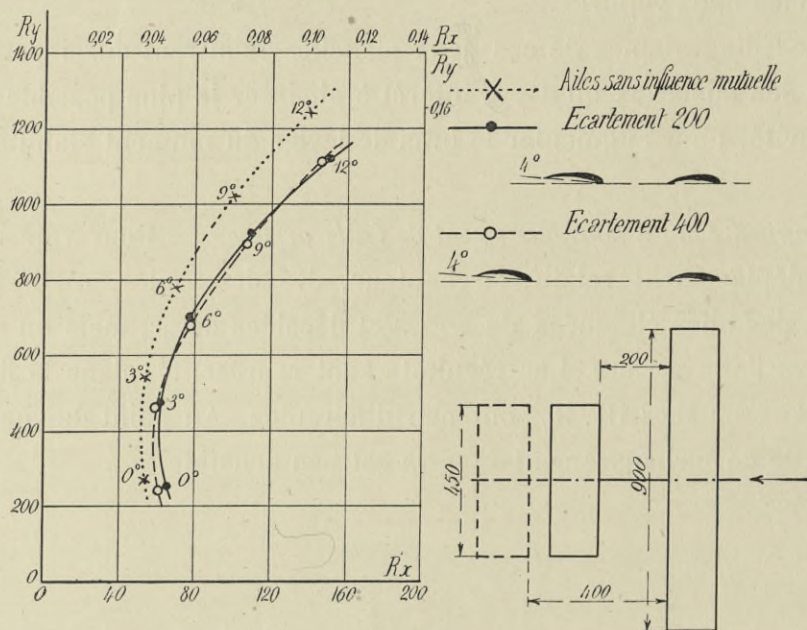


FIG. 131. — Tandems « type ordinaire ». — Comparaison des écarts de 20 et 40 cm pour le décalage de  $4^\circ$  et comparaison avec le tandem théorique de même décalage.

sitifs entre eux et avec le tandem théorique pour lequel on ne tient pas compte de l'influence des ailes. En les comparant à ce dernier, on voit que l'influence des ailes diminue sensiblement les  $K_y$ , et que cette diminution varie peu avec l'écartement.

C'est ce que montre le tableau suivant, qui contient les coefficients par lesquels il faut multiplier la somme des  $R_x$  et des  $R_y$  des ailes isolées, supposées sans influence mutuelle, pour obtenir les  $R_x$  et  $R_y$  du tandem réel.

TABEAU III. — COEFFICIENTS DE CORRECTION DU TANDEM TYPE « MONOPLAN ORDINAIRE », DÉCALAGE 4°.

INCIDENCES $i$ DE LA CORDE de l'aile avant	$R_y$		$R_x$	
	Ecartement : 20 cm	Ecartement : 40 cm	Ecartement : 20 cm	Ecartement : 40 cm
0° . . . . .	0,92	0,88	1,22	1,14
3° . . . . .	0,88	0,85	1,16	1,10
6° . . . . .	0,92	0,87	1,16	1,11
9° . . . . .	0,91	0,88	1,09	1,07
12° . . . . .	0,90	0,89	1,08	1,05

L'influence mutuelle des ailes se traduit donc, comme pour les appareils du type *Canard*, par une diminution relative des  $R_y$  et une augmentation des  $R_x$ . *Exemple* : pour l'inclinaison de 6°, la perte sur les  $R_y$  résultant de l'influence mutuelle est de 8 p. 100 pour l'écartement de 20 cm et de 13 p. 100 avec l'écartement de 40 cm. Dans les mêmes conditions, les  $R_x$  sont augmentés respectivement de 16 p. 100 et de 11 p. 100.

Quant aux rapports  $\frac{R_x}{R_y}$ , les polaires de la figure 131 montrent que pour une même incidence, ils sont pratiquement les mêmes pour les deux tandems réels.

*Stabilité.* — Les deux figures de gauche de la planche X montrent la profonde différence de ce dispositif avec le type « Canard ». Au lieu de se maintenir au milieu de l'intervalle des deux ailes, les résultantes se groupent sur l'aile avant et c'est dans cette région que devra se trouver le centre de gravité d'un appareil muni d'ailes semblables. Le faisceau s'étale beaucoup pour le grand écartement des voilures et la stabilité s'augmente d'autant. Pour l'incidence de 6°, la distance de la résultante au bec de l'aile avant, mesurée sur la droite D, recule de 91 mm à 107 mm quand l'écartement passe de 20 à 40 cm.

*Comparaison des types « Canard » et « ordinaire ».* — La comparaison des deux dispositifs est établie directement dans les figures 132 et 133, où sont superposés, pour chacun des deux écartements étudiés, la polaire du type *Canard* et celle du type ordinaire de décalages 4°.

Sur la figure 132, on voit que pour l'écartement de 20 cm, le type

ordinaire a un meilleur rendement que le type *Canard*. La figure 133, qui

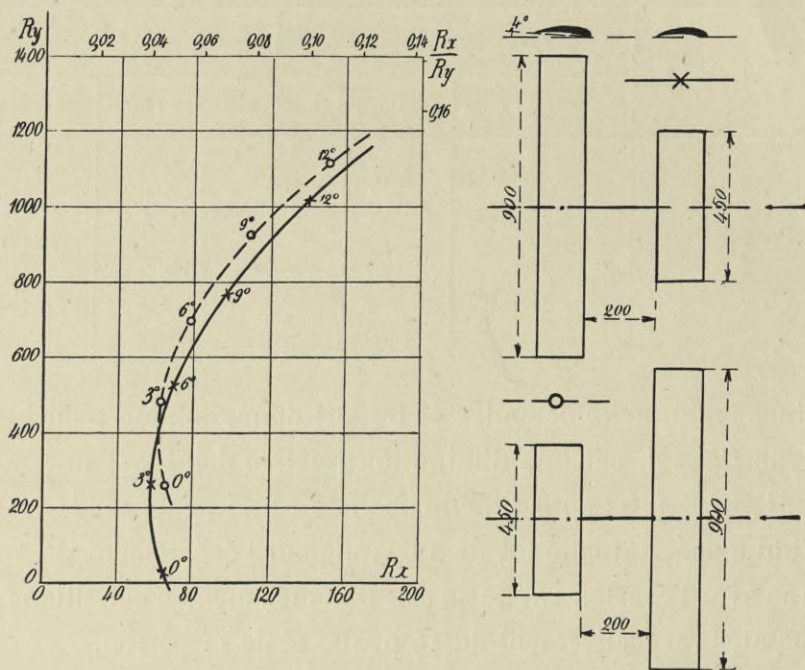


FIG. 132. — Comparaison des types *Canard* et ordinaire pour le décalage de 4° et l'écartement de 20 cm.

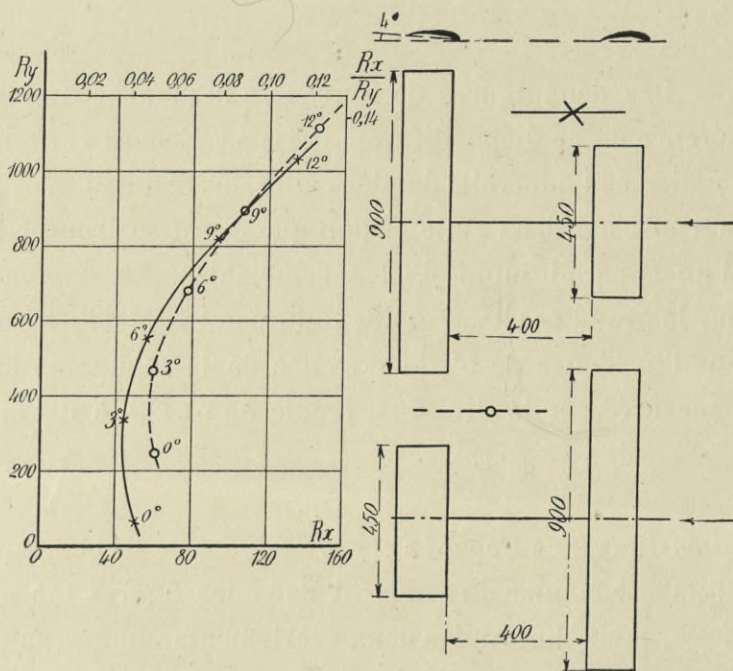


FIG. 133. — Comparaison des types *Canard* et ordinaire pour le décalage de 4° et l'écartement de 40 cm.

se rapporte à l'écartement de 40 cm, montre au contraire que pour cet écartement c'est le type *Canard* qui a le meilleur rendement, surtout aux faibles et moyennes sustentations.

§ 3. — Tandems formés par deux ailes égales.

Nous avons expérimenté les dispositifs avec ailes égales d'écartement 20 cm et 40 cm, pour un décalage de 4°. Nous avons également étudié le décalage de 0° avec l'écartement de 40 cm.

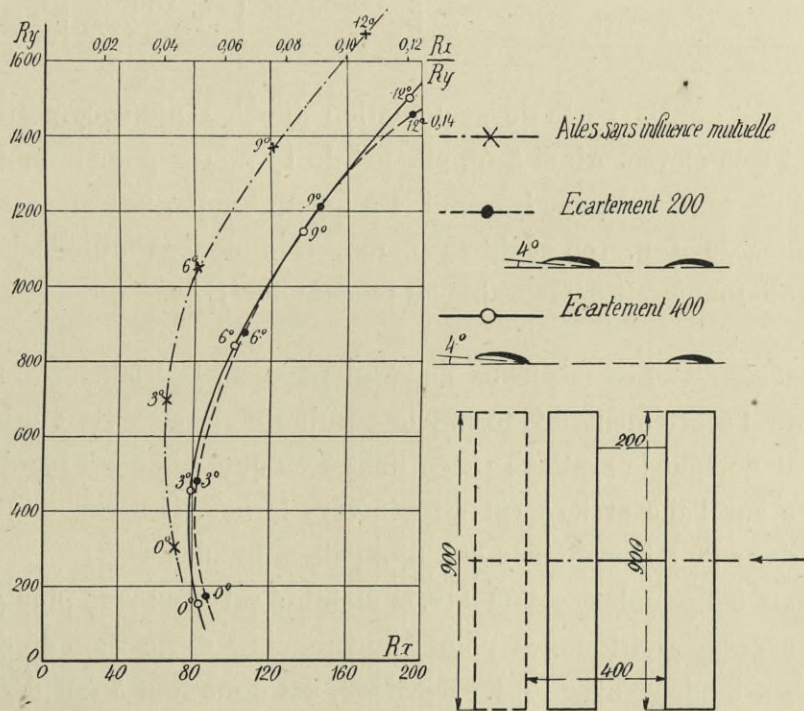


FIG. 134. — Tandems formés d'ailes égales.  
 Comparaison des écartements de 20 et 40 cm, pour le décalage de 4°.

*Comparaison des écartements pour un même décalage.* — La figure 134 donne les résultats des expériences relatives aux écartements de 20 et 40 cm et au décalage de 4°. On voit que les courbes se superposent presque exactement. Au point de vue du rendement, ces deux dispositifs sont donc pratiquement équivalents, mais l'influence mutuelle diminue beaucoup les  $R_y$ .

Le tableau ci-dessous donne les coefficients de correction des  $R_x$  et  $R_y$  des tandems réels, par rapport à ceux d'un tandem théorique formé de deux ailes identiques sans influence mutuelle.

TABEAU IV. — COEFFICIENTS DE CORRECTION POUR LE TANDEM FORMÉ D'AILES ÉGALES DÉCALÉES DE 4°.

INCIDENCES $i$ DE LA CORDE de l'aile avant	$R_y$		$R_x$	
	Ecartement : 20 cm	Ecartement : 40 cm	Ecartement : 20 cm	Ecartement : 40 cm
0° . . . . .	0,58	0,51	1,22	1,17
3° . . . . .	0,69	0,65	1,26	1,22
6° . . . . .	0,83	0,80	1,29	1,24
9° . . . . .	0,88	0,84	1,20	1,12
12° . . . . .	0,87	0,89	1,15	1,14

On voit que la perte de sustentation due à l'influence mutuelle des ailes est très élevée. Ainsi à 6°, elle est de 17 p. 100 pour le petit écartement et de 20 p. 100 pour le grand. En même temps, la traînée se trouve augmentée de 29 p. 100 et de 24 p. 100. L'influence mutuelle joue donc ici un rôle tout à fait défavorable au rendement (1).

*Stabilité.* — Les faisceaux de résultantes de la Planche X montrent que pour l'écartement de 20 cm, la résultante, aux petits angles, passe en avant de tout le système : cela tient à ce que, pour ces incidences, la poussée sur l'aile arrière est dirigée vers le bas. Il serait donc difficile d'équilibrer de tels systèmes aux très petites incidences.

Pour les grands écartements, la stabilité est beaucoup plus grande et même excessive. A tous les points de vue, cette disposition de deux ailes égales en tandem, avec un tel décalage, est donc tout à fait défavorable.

*Comparaison des décalages de 0° et 4° pour un même écartement.* — On voit sur la figure 135 que le dispositif de moindre décalage est un peu

(1) Nous croyons devoir signaler que nous avons relevé des erreurs de calcul dans les essais que nous avons faits au Champ-de-Mars sur un tandem formé d'ailes égales, décalées de 2°5. (Voir *Résistance de l'Air et l'Aviation* — 1911, p. 182.)

Les coefficients  $K_y$  de ce tandem doivent être modifiés de la façon suivante :

$i^0$	0°	3°	6°	9°	12°	18°
$K_y$ . . . . .	0,0120	0,0261	0,0372	0,0500	0,0620	0,0680

plus avantageux. Pour d'égales valeurs de  $R_x$  et  $R_y$ , le tandem décalé de  $4^\circ$  doit avoir une incidence plus grande de  $3^\circ$  que le tandem sans décalage.

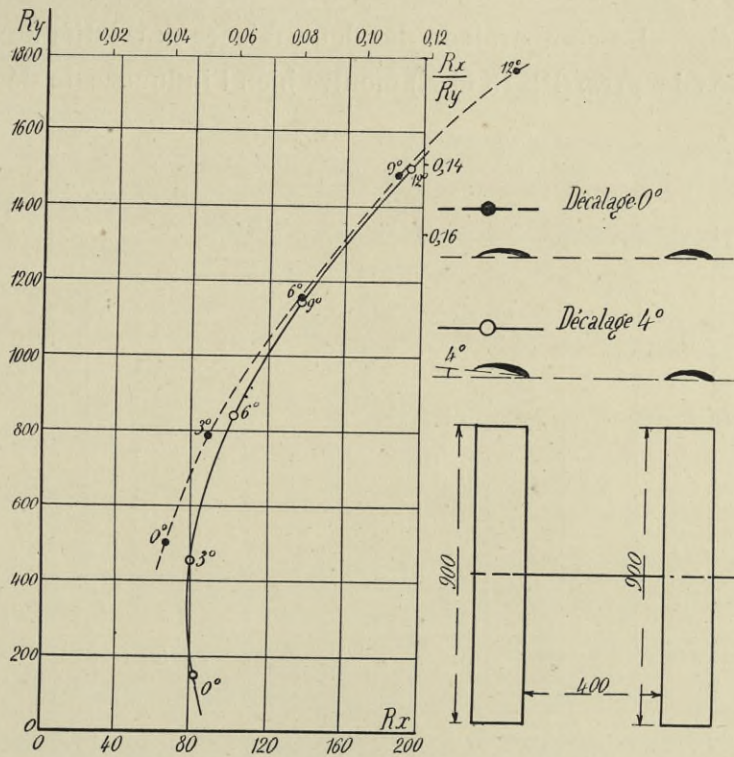


FIG. 135. — Tandems formés d'ailes égales. Comparaison des décalages  $0^\circ$  et  $4^\circ$  pour un même écartement de 40 cm.

Dans le tableau ci-dessous, nous avons rapproché les coefficients de correction de ces deux tandems.

TABLEAU V. — COEFFICIENTS DE CORRECTION POUR LES TANDEMS FORMÉS D'AILES ÉGALES DÉCALÉES DE  $0^\circ$  ET  $4^\circ$  ET ÉCARTÉES DE 40 cm.

INCIDENCES $i$ DE LA CORDE de l'aile avant	$R_y$		$R_x$	
	Décalage $0^\circ$	Décalage $4^\circ$	Décalage $0^\circ$	Décalage $4^\circ$
$0^\circ$ . . . . .	0,86	0,51	1,10	1,17
$3^\circ$ . . . . .	0,82	0,65	1,26	1,22
$6^\circ$ . . . . .	0,92	0,80	1,36	1,24
$9^\circ$ . . . . .	0,94	0,84	1,24	1,12
$12^\circ$ . . . . .	0,95	0,89	1,20	1,14

A  $6^\circ$  d'incidence et pour le décalage de  $0^\circ$ , la perte de sustentation est

de 8 p. 100 et l'augmentation de résistance de 36 p. 100, par rapport au tandem théorique.

*Stabilité.* — La comparaison des deux faisceaux relatifs aux tandems d'ailes égales de 40 cm (Pl. IX et X) montre bien l'influence du décalage sur

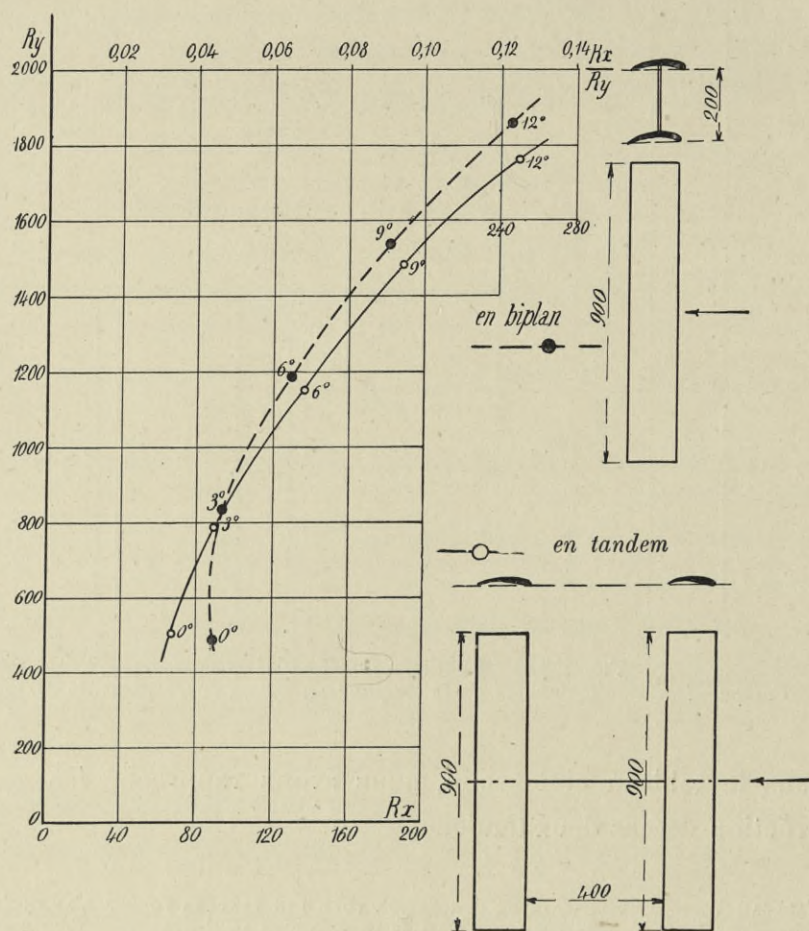


FIG. 136. — Comparaison des dispositifs en tandem et en biplan.

la stabilité. Le tandem avec décalage de 4° est très stable et les résultantes sont reportées à l'avant de l'appareil. Le tandem sans décalage est encore stable, mais faiblement, et les résultantes reculent jusqu'au milieu du tandem. Le décalage a donc, comme dans les cas précédents, une grande importance non seulement pour la stabilité, mais aussi pour l'emplacement du faisceau dont dépend le centrage des appareils.

#### § 4. — Comparaison des dispositifs en tandem et en biplan.

Une comparaison intéressante s'établit en rapprochant les résultats de deux ailes identiques et mises, soit l'une à la suite de l'autre, soit l'une au-dessus de l'autre. Nous venons d'étudier le tandem formé de deux plans égaux, distants de 40 *cm* et non décalés; ces deux mêmes plans, superposés avec une distance de 20 *cm* qui correspond à l'écartement ordinaire des biplans, ont fourni aux essais les résultats représentés fig. 136.

On voit que, sauf aux petites incidences, le biplan a un rendement supérieur à celui du tandem.

#### § 5. — Résistance de l'aile postérieure.

Nous avons examiné jusqu'ici les modifications de résistance que le rapprochement produit sur l'ensemble de deux ailes placées l'une derrière l'autre. On a le plus grand intérêt à savoir comment l'air, troublé par la rencontre de l'aile avant, agit sur l'aile arrière, comparativement à ce qui se passerait si cette aile arrière était seule. Il suffit pour le mesurer de suspendre l'aile arrière à la balance, tandis que l'aile avant est fixée à un support indépendant, qui la maintient en position.

Ces recherches, qui sont très laborieuses mais très intéressantes en raison de leur nouveauté, ont été surtout développées pour les dispositifs du type ordinaire, où l'aile arrière, de moindre envergure, est tout entière influencée par l'aile avant; mais nous avons fait aussi quelques mesures sur l'aile arrière seule du dispositif type *Canard*.

##### 1° Type ordinaire. Influence du décalage pour un écartement de 40 *cm*.

Dans une première série d'essais, l'aile de 45 × 15 *cm* était placée en

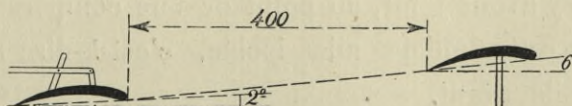


FIG. 137.

arrière de l'aile de 90 × 15 *cm*, et de telle façon que son bord d'attaque fût



sur le prolongement de la corde de la première aile, comme on le voit sur la figure 137 pour l'incidence de  $6^\circ$  et le décalage de  $4^\circ$ .

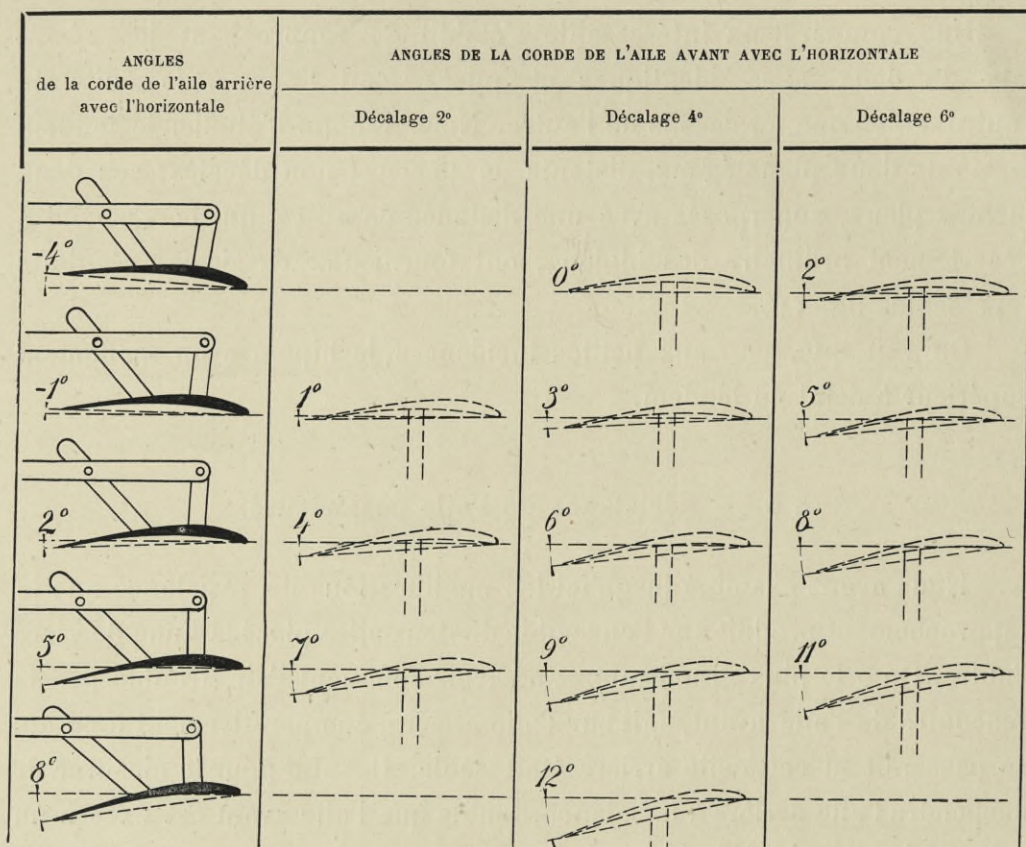


FIG. 138. — Inclinaisons relatives des ailes avant et arrière.

La figure 138 résume les diverses inclinaisons relatives des deux ailes pour lesquelles nous avons fait des mesures.

Nous avons, comme on le voit, étudié l'aile arrière avec les décalages de  $2^\circ$ ,  $4^\circ$ ,  $6^\circ$ , dans trois, quatre ou cinq incidences, suivant les cas.

*Influence sur la poussée.* — Nous avons groupé dans le tableau VI nos résultats expérimentaux relatifs aux sustentations  $R_y$  de l'aile arrière influencée. Nous y avons joint, au point de vue comparatif, les résultats déjà trouvés sur cette même aile isolée, c'est-à-dire non soumise à l'influence de l'aile avant.

TABEAU VI. — COMPARAISON DES  $R_y$  ( $gr/10 ms$ ) DE L'AILE ISOLÉE DE  $45 \times 15 cm$  AUX  $R_y$  DE CETTE MÊME AILE INFLUENCÉE PAR UNE AILE DE  $90 \times 15 cm$ , SITUÉE A  $40 cm$  EN AVANT ET PRÉSENTANT PAR RAPPORT A LA PREMIÈRE DIVERS DÉCALAGES.

ANGLES DE LA CORDE de l'aile arrière de $45 \times 15 cm$ avec l'horizontale	AILE ISOLÉE de $45 \times 15 cm$	DÉCALAGES DE L'AILE AVANT DE $90 \times 15 cm$ par rapport à l'aile arrière		
		2°	4°	6°
	<i>gr/10 msec</i>	<i>gr/10 msec</i>	<i>gr/10 msec</i>	<i>gr/10 msec</i>
-4° . . . . .	-20	»	-76	-95
-1° . . . . .	65	-17	-40	63
2° . . . . .	152	38	20	16
5° . . . . .	230	78	70	40
8° . . . . .	302	»	113	»

Ces résultats sont représentés par les diverses courbes de la figure 139.

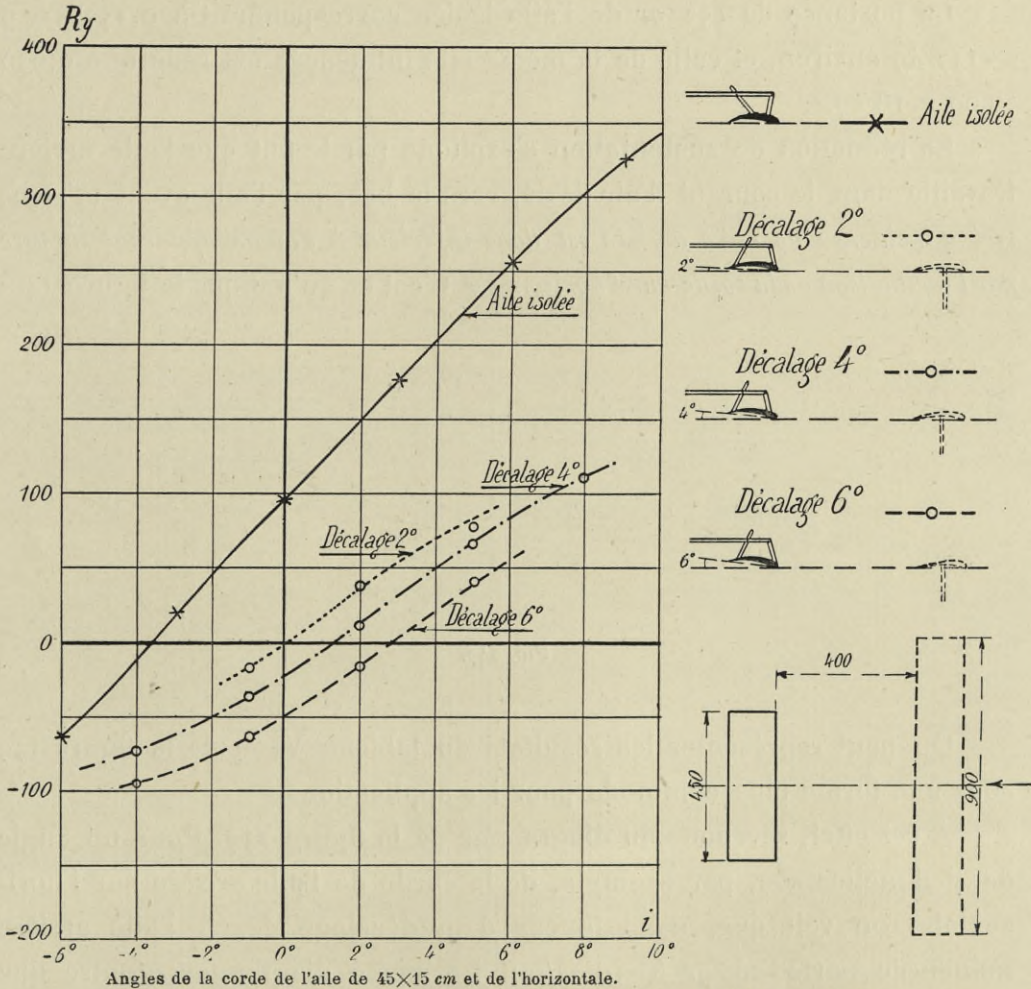


FIG. 139. — Comparaison des efforts  $R_y$  sur l'aile  $45 \times 15 cm$ , isolée et sur la même aile influencée par une aile de  $90 \times 15 cm$  placée à  $40 cm$  en avant et présentant par rapport à l'aile de  $45 \times 15 cm$  des décalages de 2°, 4°, 6°.

Le tableau et les courbes montrent combien grande est l'influence de l'aile avant. Ainsi, quand l'aile de  $45 \times 15$  cm isolée est inclinée de  $2^\circ$ , elle porte  $152$  gr à  $10$  m/sec : cette portance tombe à  $20$  gr si, à  $40$  cm en avant d'elle, se trouve une aile de  $90 \times 15$  cm décalée de  $4^\circ$ , c'est-à-dire inclinée à  $6^\circ$ .

Pour se faire une idée de la grandeur de ces chiffres dans la réalité, on peut admettre que le modèle que nous avons essayé représente un appareil au  $\frac{1}{10}$ . Si, de plus, nous supposons que cet appareil se déplace à la vitesse de  $30$  m/sec, il faudra multiplier par  $\left(\frac{30}{10}\right)^2 \times \overline{10^2} = 900$  les chiffres du modèle pour avoir les chiffres relatifs à l'appareil.

La portance de  $152$  gr de l'aile isolée correspondrait à  $0,152 \times 900 = 137$  kg environ, et celle de la même aile influencée est réduite à  $0,020 \times 900 = 18$  kg.

La réduction de sustentation s'explique par le fait que l'aile arrière travaille dans le courant d'air dévié, vers le bas, par l'aile avant : *l'angle réel d'incidence de l'aile arrière est donc inférieur à l'angle apparent mesuré par l'inclinaison de la corde sur l'horizontale*. C'est ce qu'indique la figure 140.

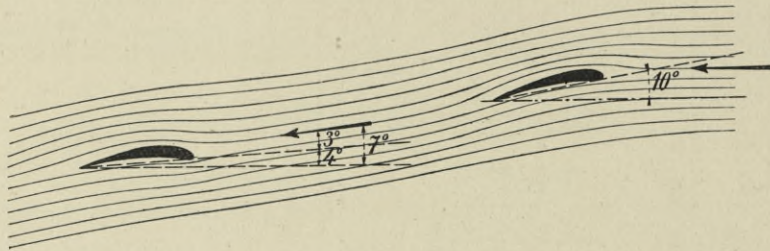


FIG. 140.

On peut représenter les résultats du tableau VI et de la figure 139 sous une forme plus commode pour les applications.

A cet effet, revenons au diagramme de la figure 139. Pour un angle de  $4^\circ$  d'inclinaison, par exemple, de la corde de l'aile arrière sur l'horizontale, on voit que, dans le cas d'un décalage de  $6^\circ$ , l'aile arrière influencée porte  $20$  gr à  $10$  m/sec. Le même diagramme montre que cette portance de  $20$  gr à  $10$  m/sec se produit pour l'aile isolée à  $-3^\circ$  environ. On peut donc dire que, pour le décalage de  $6^\circ$ , l'aile influencée

inclinée sur l'horizontale à  $4^\circ$  se comporte au point de vue des  $R_y$  comme une aile isolée inclinée à  $-3^\circ$ , autrement dit, que l'aile influencée, placée à l'angle apparent de  $4^\circ$ , se trouve, en réalité, à l'angle réel de  $-3^\circ$ . C'est ce que représente la figure 140.

On peut ainsi déterminer, pour chaque décalage et chaque angle

TABLEAU VII. — ANGLES RÉELS D'INCIDENCE EN FONCTION DES ANGLES APPARENTS.

INCIDENCES APPARENTES ou angles de la corde de l'aile avec l'horizontale	INCIDENCES RÉELLES CORRESPONDANTES		
	Décalage $2^\circ$	Décalage $4^\circ$	Décalage $6^\circ$
$-2^\circ$ . . . . .	»	$-5,4$	$-6,6$
$0^\circ$ . . . . .	$-3,6$	$-4,4$	$-5,4$
$2^\circ$ . . . . .	$-2,3$	$-3,1$	$-4,2$
$4^\circ$ . . . . .	$-1,1$	$-1,9$	$-2,9$
$6^\circ$ . . . . .	»	$-0,5$	$-1,8$
$8^\circ$ . . . . .	»	$+0,6$	»

apparent d'incidence de l'aile arrière, l'angle réel correspondant. Le tableau ci-dessus résume, pour chacun des décalages que nous avons

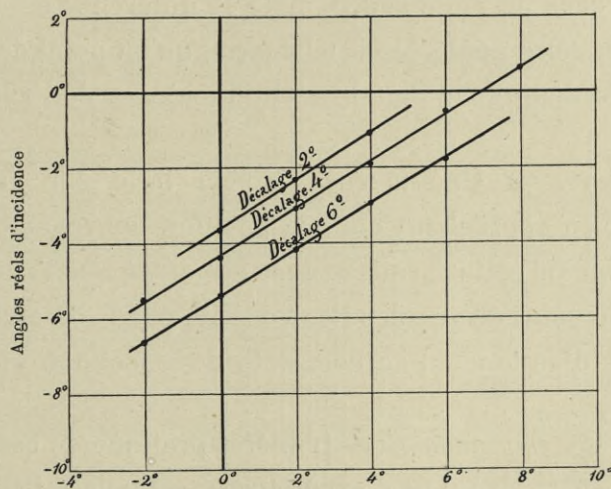


FIG. 141. — Angles réels d'incidence en fonction des angles apparents (aile arrière).

expérimentés, les valeurs des angles réels d'incidence de l'aile arrière en fonction des angles apparents.

Les courbes de la figure 141 sont tracées à l'aide des valeurs numériques du tableau VII (1).

*Influence sur la traînée.* — Quant aux différences des  $R_x$  de l'aile influencée, par rapport à ceux de l'aile isolée, elles sont tellement faibles qu'on ne peut les mettre en évidence sur une courbe. Le tableau VIII résume nos résultats à ce sujet.

TABLEAU VIII. — COMPARAISON DES  $R_x$  DE L'AILE ISOLÉE DE  $45 \times 15$  AUX  $R_x$  DE CETTE MÊME AILE INFLUENCÉE PAR UNE AILE DE  $90 \times 15$ , SITUÉE A  $40 \text{ cm}$  EN AVANT ET PRÉSENTANT PAR RAPPORT A LA PREMIÈRE DIVERS DÉCALAGES.

ANGLES DE LA CORDE de l'aile et de l'horizontale	AILE ISOLÉE DE $45 \times 15 \text{ cm}$	DÉCALAGES		
		2°	4°	6°
— 4° . . . . .	23	»	24	23,8
— 1° . . . . .	18	17,4	17,0	17,1
2° . . . . .	17,8	16,7	16,5	15,1
5° . . . . .	23	20,7	19,4	20,1
8° . . . . .	34	»	26,5	»

On voit que, l'angle de  $8^\circ$  mis à part, les  $R_x$  des ailes influencées sont un peu inférieurs à ceux de l'aile isolée, mais la différence est très faible, et en pratique pourra être négligée, de telle façon qu'au point de vue des  $R_x$  il n'y a pas lieu de distinguer l'angle réel d'incidence de l'angle apparent.

*Aile antérieure.* — Une mesure directe faite sur l'aile avant de  $90 \times 15 \text{ cm}$  à  $6^\circ$ , en approchant dans la position convenable l'aile arrière à  $2^\circ$ , puis en éloignant cette dernière, nous a montré que l'aile avant n'était pas influencée au point de vue des  $R_x$  et des  $R_y$  par l'aile arrière.

L'aile avant d'un tandem se comporte donc comme une aile isolée.

*Application aux empennages.* — L'intérêt pratique de ces résultats est important. En effet, dans nos expériences actuelles, l'aile arrière est entièrement influencée par l'aile avant qui la déborde. On peut donc

(1) Nous avons fait une mesure complémentaire avec le décalage de  $0^\circ$  en mettant l'aile avant et l'aile arrière à  $2^\circ$  d'inclinaison. Nous avons eu pour l'aile arrière seule de  $45 \times 15 \text{ cm}$ ,  $R_y = 50 \text{ gr}$  au lieu de  $150 \text{ gr}$  que donne l'aile isolée. Cette sustentation de  $50 \text{ gr}$  correspondrait à une incidence de  $-1^\circ 8'$  pour l'aile isolée.

légitimement admettre que, pour une aile arrière un peu différente de celle expérimentée et qui serait semblable aux modèles d'empennage usuels, la loi de variation des angles réels d'incidence en fonction des angles apparents, serait la même et serait encore représentée par les courbes de la figure 141. De plus, comme dans les monoplans actuels, l'empennage est à peu près à la hauteur de la voilure principale, ces courbes permettent, en somme, de prévoir pratiquement la sustentation  $R_y$  qui s'exercerait sur un empennage placé à l'arrière d'un monoplan ordinaire, étant donnés les efforts mesurés sur un modèle isolé de cet empennage.

En raison de l'importance de ce résultat, nous donnerons un exemple numérique.

Considérons un monoplan ordinaire dont la voilure principale aurait comme dimensions générales  $10 \times 2 m$ , et dont l'empennage serait formé par un plan de  $3 \times 1 m$  placé à  $5 m$  en arrière de la voilure principale et présentant avec celle-ci un décalage moyen de  $6^\circ$ . On trouvera dans la *Résistance de l'air et l'Aviation* — 1911 les coefficients  $K_y$  d'un tel plan. Ces coefficients sont représentés sur la courbe de la figure 142. Si nous supposons que l'angle normal de vol de la voilure principale soit  $6^\circ$ , l'angle d'inclinaison de l'empennage sur l'horizontale sera  $0^\circ$ .

Les courbes de la figure 141 montrent que pour le décalage de  $6^\circ$  et l'angle apparent de  $0^\circ$ , l'angle réel est  $-5^\circ 4'$ . Le  $K_y$  de l'empennage à  $0^\circ$  devra être pris sur la courbe de la figure 142, mais à  $-5^\circ 4'$ . On aura dans ces conditions :  $K_y = -0,02$  environ, correspondant pour  $30 m/sec$  à un effort de  $-54 kg$  sur l'empennage de  $3 \times 1 m$ , au lieu d'un effort nul si celui-ci n'avait pas été influencé.

Cette poussée négative de  $54 kg$  a une très grande importance au

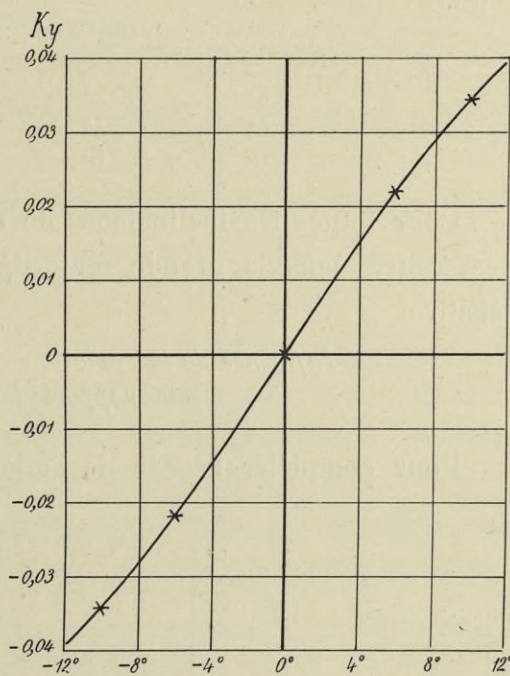


FIG. 142. — Coefficients  $K_y$  sur un plan rectangulaire d'allongement 3.

point de vue de l'équilibrage, et il y a toujours lieu d'en tenir compte dans un avant-projet d'aéroplane.

Pour qu'un tel empennage plan ne subisse pas d'effort, il faut qu'il soit à l'angle réel d'incidence de  $0^\circ$ . Le diagramme de la figure 141 montre que, pour que cette dernière condition soit remplie, il faut que l'on ait :

ANGLES réels d'incidence	DÉCALAGES	INCLINAISONS SUR L'HORIZONTALE	
		de l'empennage	de l'aile avant
$0^\circ$	$2^\circ$	$5^\circ 6'$	$7^\circ 6'$
$0^\circ$	$4^\circ$	$7^\circ 0'$	$11^\circ 0'$
$0^\circ$	$6^\circ$	$8^\circ 7'$	$14^\circ 7'$

Pour toutes les inclinaisons de l'empennage inférieures à celles-ci, c'est-à-dire dans la grande majorité des cas, il subira une poussée négative.

2° Influence de la variation de hauteur de l'aile arrière par rapport à l'aile avant.

Pour compléter l'étude de l'aile arrière, nous avons recherché si,

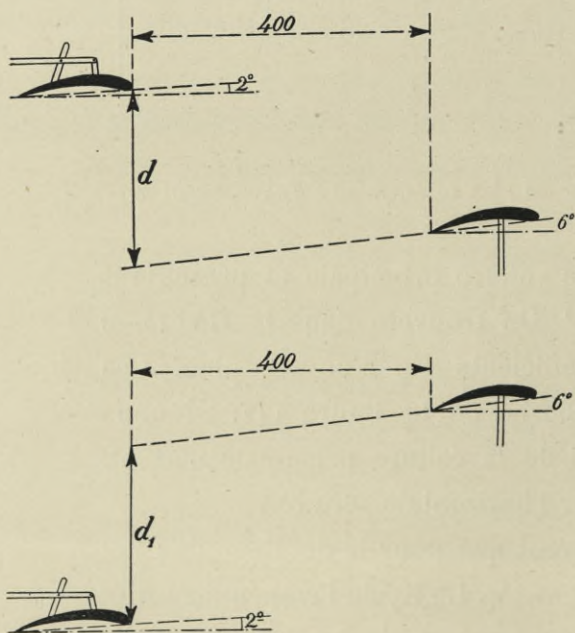


FIG. 143. — Positions relatives des deux ailes dans les mesures d'influence de la variation de hauteur de l'aile arrière par rapport à l'aile avant.

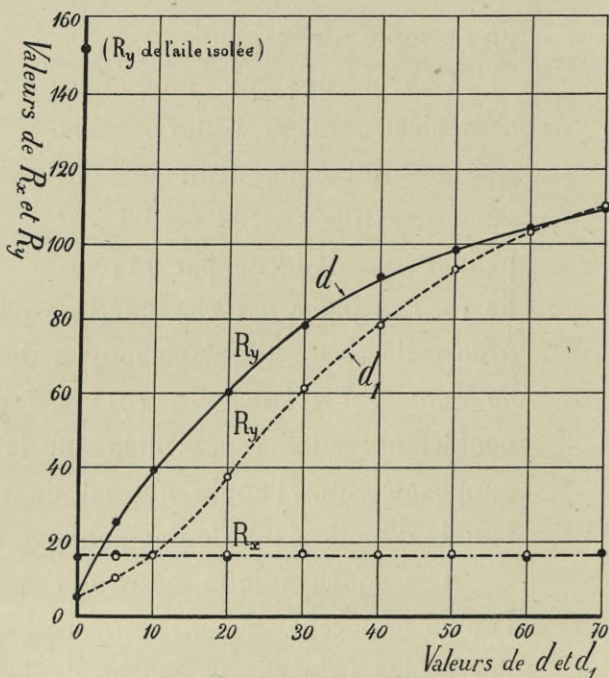


FIG. 144. — Variations des  $R_y$  de l'aile arrière en fonction des hauteurs  $d$  et  $d_1$ .

en mettant cette aile à une hauteur différente de celle de l'aile avant, on ne

pouvait pas réduire l'influence de cette dernière; mais, pour limiter les essais, nous nous sommes bornés à maintenir l'aile arrière à 2° sur l'horizontale, l'aile avant à 6°, et la distance en projection horizontale des deux ailes à 40 cm (voir fig. 143).

Les essais ont donné les résultats représentés fig. 144.

Dans les mêmes conditions d'incidence, soit 2°, l'aile arrière isolée donne :

$$R_x = 17,8 \text{ gr} \qquad R_y = 152 \text{ gr}.$$

La figure 144 montre que les  $R_x$  restent pratiquement égaux quel que soit  $d$ . Ils sont sensiblement les mêmes que ceux de l'aile isolée.

Quant aux  $R_y$ , ils varient rapidement avec  $d$ , et même pour  $d = 70 \text{ cm}$ , ils diffèrent encore sensiblement du  $R_y$  de la plaque isolée.

### 3° Étude de l'aile postérieure pour les appareils du type Canard.

Nous nous sommes bornés à étudier le cas où les deux ailes, écartées de 40 cm et décalées de 4°, sont à la même hauteur.

La figure 145 résume les diverses inclinaisons relatives des deux

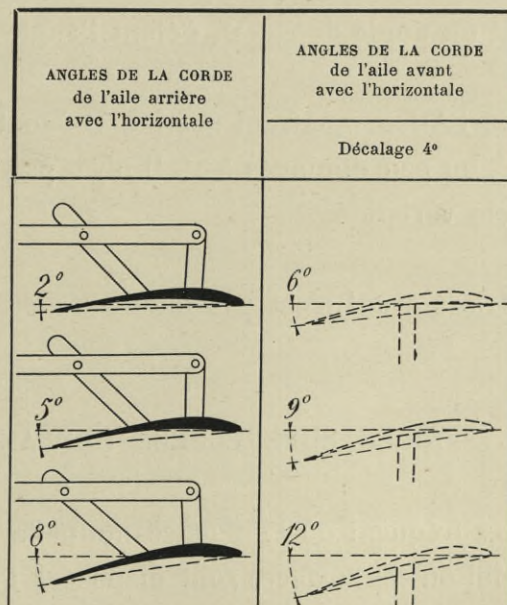


FIG. 145. — Inclinaisons relatives des ailes avant et arrière.

ailes pour lesquelles nous avons fait des mesures. L'aile arrière de 90 × 15 cm, fixée seule à la balance, a été successivement inclinée aux



angles de  $2^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $8^\circ$ , alors que l'aile avant portée par le support spécial faisait avec l'horizontale les angles correspondants de  $6^\circ$ ,  $9^\circ$ ,  $12^\circ$ .

En comparant les  $R_y$  de l'aile influencée à ceux de l'aile isolée, on peut dresser le tableau suivant :

TABLEAU IX. — COMPARAISON DES  $R_y$  DE L'AILE ARRIÈRE DE  $90 \times 15$  cm, INFLUENCÉE PAR UNE AILE DE  $45 \times 15$  cm (DÉCALAGE  $4^\circ$ , ÉCARTEMENT  $40$  cm), AUX  $R_y$  DE LA MÊME AILE ISOLÉE.

ANGLES $i$ DE L'HORIZONTALE et de la corde de l'aile arrière de $90 \times 15$ cm	$2^\circ$	$5^\circ$	$8^\circ$
$R_y$ (aile influencée) en $gr/10$ msec	293	485	640
$R_y$ (aile isolée) en $gr/10$ msec.	420	585	740

En déterminant, comme nous l'avons vu plus haut, les angles réels d'incidence qui correspondent sur la courbe aux sustentations de la même aile influencée, on a :

Angles $i$ (de la corde de l'aile sur l'horizontale) . . . . .	$2^\circ$	$5^\circ$	$8^\circ$
Angles réels d'incidence . . . . .	$0^\circ$	$3^\circ,1$	$6^\circ,1$

L'aile arrière se comporte donc, au point de vue des  $R_y$ , comme une aile isolée qui ferait un angle de  $i - 2^\circ$ ,  $i$  étant l'angle de la corde et de l'horizontale.

Les tableaux de l'Atlas montrent que les  $R_x$  sont très légèrement augmentés à  $5^\circ$  et  $8^\circ$ , un peu diminués à  $2^\circ$ . Il n'y a pas lieu pratiquement de tenir compte de ces variations.

*Aile avant.* — L'aile avant n'est pas influencée au point de vue des  $R_x$  et  $R_y$ .

## II. — AILES SUPERPOSÉES (BIPLANS)

Un autre cas très fréquent où l'influence mutuelle des surfaces joue un grand rôle est celui où ces surfaces sont disposées l'une au-dessus de l'autre, comme dans les biplans. Aussi, avons-nous pensé que l'étude détaillée d'un biplan était nécessaire, et, pour la faire, nous avons choisi le biplan du Commandant Dorand, dont nous avons, après des démonstrations successifs, étudié les éléments,

Le modèle est représenté fig. 155 et planche XI. Il est constitué par une grande cellule formée de deux ailes identiques de  $100 \times 15,5$  cm. Ces ailes sont écartées en hauteur de 13,5 cm et décalées de 6 cm en profondeur; elles sont reliées par deux séries de 10 montants obliques. Un équilibreur avant et un empennage formé par deux plans parallèles sont montés sur un fuselage entretoisé. Les essais de ce modèle nous ont donné les résultats représentés en traits pleins sur le diagramme de la figure 146.

*Comparaison entre la cellule principale et l'appareil entier.* — Nous avons commencé par isoler la grande cellule et par l'essayer munie de ses montants et entretoises. On a obtenu les résultats représentés en traits pointillés figure 146.

La comparaison des courbes pleines et pointillées de ce diagramme montre que, pour les angles de vol, la sustentation de la cellule isolée est notablement plus élevée que celle de l'appareil entier. Ce résultat tient à l'action de l'air dévié par les ailes et qui vient frapper l'empennage par en dessus. La stabilité due à l'empennage s'acquiert donc aux dépens des qualités sustentatrices de la cellule.

Quant à la résistance à l'avancement de la cellule, elle est naturellement moindre que celle de l'appareil entier, et la différence représente la part de résistance à l'avancement qui, dans l'appareil complet, revient au corps de l'aéroplane, à l'empennage, etc.

Ces courbes permettent donc de déterminer ces influences relatives,

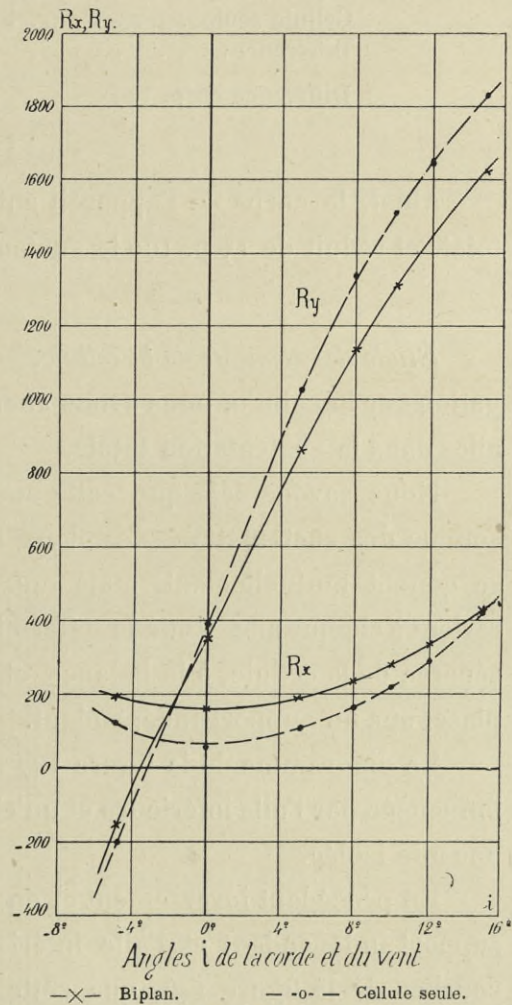


FIG. 146. — Efforts  $R_x$ ,  $R_y$  sur le biplan Dorand et sur sa cellule principale seule.

et pour l'angle de vol moyen de cet appareil, qui est environ de  $10^\circ$ , on a dressé le tableau suivant :

	$R_x$ (gr/10 msec)	$R_y$ (gr/10 msec)
Biplan complet . . . . .	285	1.304
Cellule seule . . . . .	214	1.504
Différence . . . . .	71	- 200
Différence en p. 100 . . . . .	$\frac{71}{285} = 25$ p. 100	$\frac{200}{1.304} = 15,4$ p. 100

Ainsi, le corps de l'appareil entre pour 25 p. 100 dans la résistance totale et réduit de 15 p. 100 la sustentation.

*Étude des éléments de la cellule.* — Poursuivant plus loin notre investigation sur la cellule, nous avons cherché la part que prenait chacune des ailes dans la sustentation totale.

Nous savons déjà que cette sustentation totale est plus faible que la somme des sustentations des deux ailes isolées, parce que ces dernières se gênent mutuellement, mais nous ne savions pas encore quelle part revient à chaque aile. Pour la déterminer, nous avons fixé l'aile supérieure, séparée de la cellule, à la balance, et nous avons porté l'autre, restant à sa place, sur un support indépendant.

Le diagramme de la figure 147 montre que l'aile supérieure n'est pas influencée par l'aile inférieure et qu'elle se comporte pratiquement comme une aile isolée.

En procédant inversement et en faisant porter l'aile supérieure par le support indépendant et l'aile inférieure par la balance, on voit, par les courbes de la figure 146, que cette dernière subit une grande perte de sustentation, le tiers environ. Dans un biplan, on a donc intérêt à réduire la surface de l'aile inférieure qui travaille mal.

A  $10^\circ$  d'inclinaison et pour 10 m/sec, la sustentation  $R_y$  de l'aile inférieure isolée est de 916 gr ; celle de l'aile influencée n'est que de 625 gr. La différence, qui mesure cette influence, est de 291 gr, soit les  $\frac{291}{916} = 31,6$  p. 100 de la sustentation de l'aile isolée.

En ajoutant pour chaque incidence les  $R_y$  des ailes influencées, on retrouve sensiblement les  $R_y$  de la cellule elle-même. On a, en

effet, pour les angles moyens du vol, les résultats portés dans le tableau suivant :

TABLEAU X. — SUSTENTATION  $R_y$  DES ÉLÉMENTS DE LA CELLULE DÉCALÉE.

INCIDENCES	5°	8°	10°	12°	15°
Aile sup. influencée. . . . .	582	770	850	965	996
Aile inf. — . . . . .	408	555	625	700	810
Somme des $R_y$ des 2 ailes. Sustentation de la cellule complète. . . . .	990	1.325	1.475	1.665	1.806
Somme des $R_y$ des 2 ailes. $R_y$ de la cellule	1.027	1.348	1.504	1.638	1.868
	0,96	0,985	0,985	1,02	0,97

Les rapports de la dernière ligne oscillent autour de 1. La moyenne des écarts est de 2 à 3 p. 100, ce qui est une bonne vérification de nos mesures.

En opérant de la même façon pour les  $R_x$ , la différence des  $R_x$  de la cellule complète et de la somme des  $R_x$  de chaque aile influencée représente la résistance due aux montants, fils, entretoises. Le tableau suivant en donne le détail.

TABLEAU XI. — RÉSISTANCE A L'AVANCEMENT  $R_x$  DES ÉLÉMENTS DE LA CELLULE DÉCALÉE.

INCIDENCES	5°	8°	10°	12°	15°
Aile sup. influencée. . . . .	39	72	94	143	226
Aile inf. — . . . . .	40	64,5	85	115,5	161,5
Somme des $R_x$ . . . . .	79	136,5	179	258,5	387,5
$R_x$ de la cellule complète.	112	171	214	291	417
$R_x$ dû aux montants, fils.	33	35,5	35	32,5	30,5

Pour l'incidence du vol, 10° environ, la résistance des montants et des fils est de 35 gr à 10 m/sec, soit  $\frac{35}{281} = 16,40$  p. 100 de la résistance totale.

*Influence du décalage des ailes de la cellule.* — On a enfin étudié l'influence du décalage en plan des ailes de la cellule principale. La

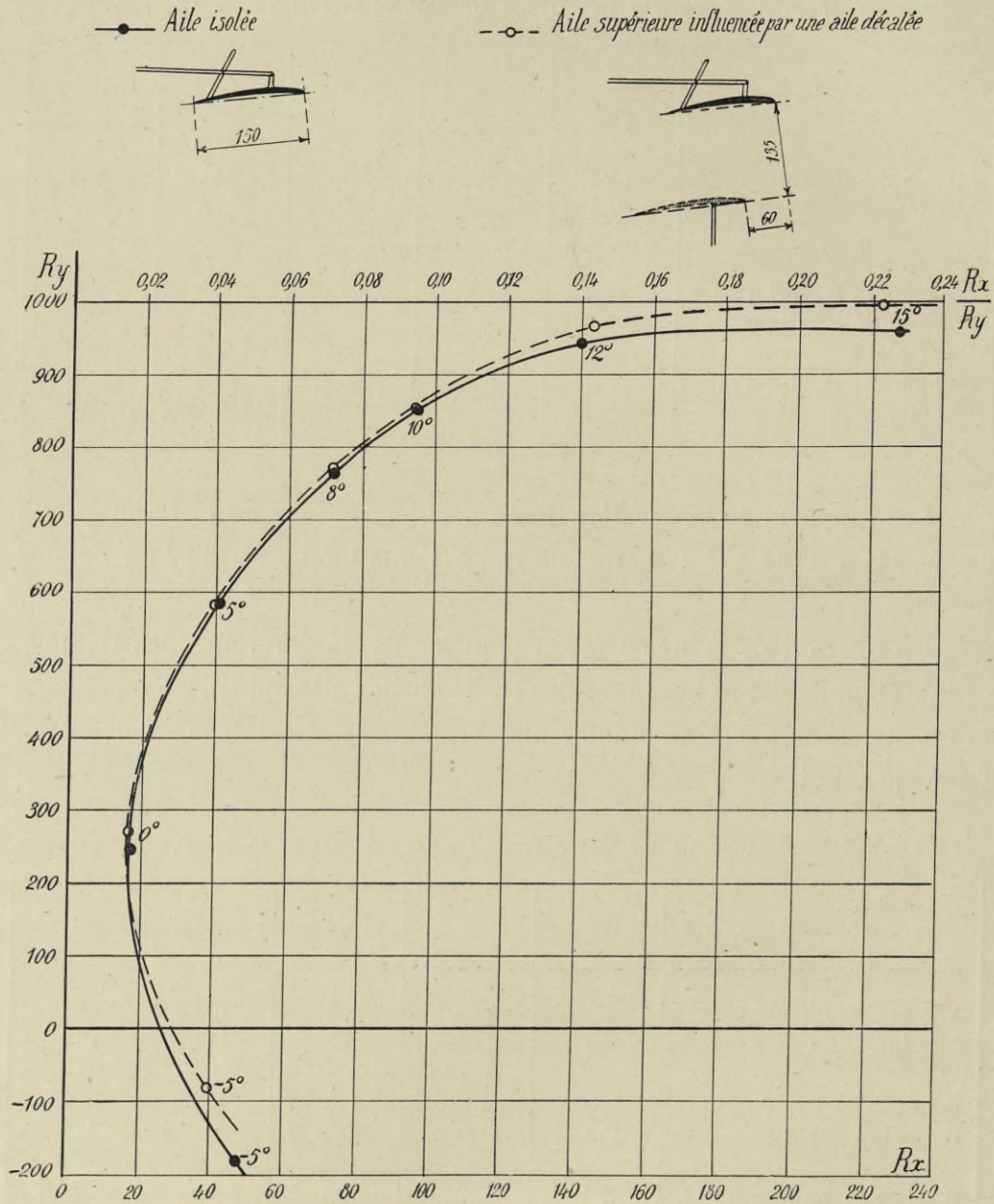


FIG. 147. — Comparaison de l'aile supérieure isolée et de la même aile influencée par une aile inférieure décalée.

figure 149 contient les résultats obtenus en fixant l'aile supérieure seule à la balance et en la soumettant à l'influence de l'aile inférieure décalée (....) et non décalée (—). Les polaires montrent que le

décalage améliore l'aile supérieure. En particulier, la sustentation est

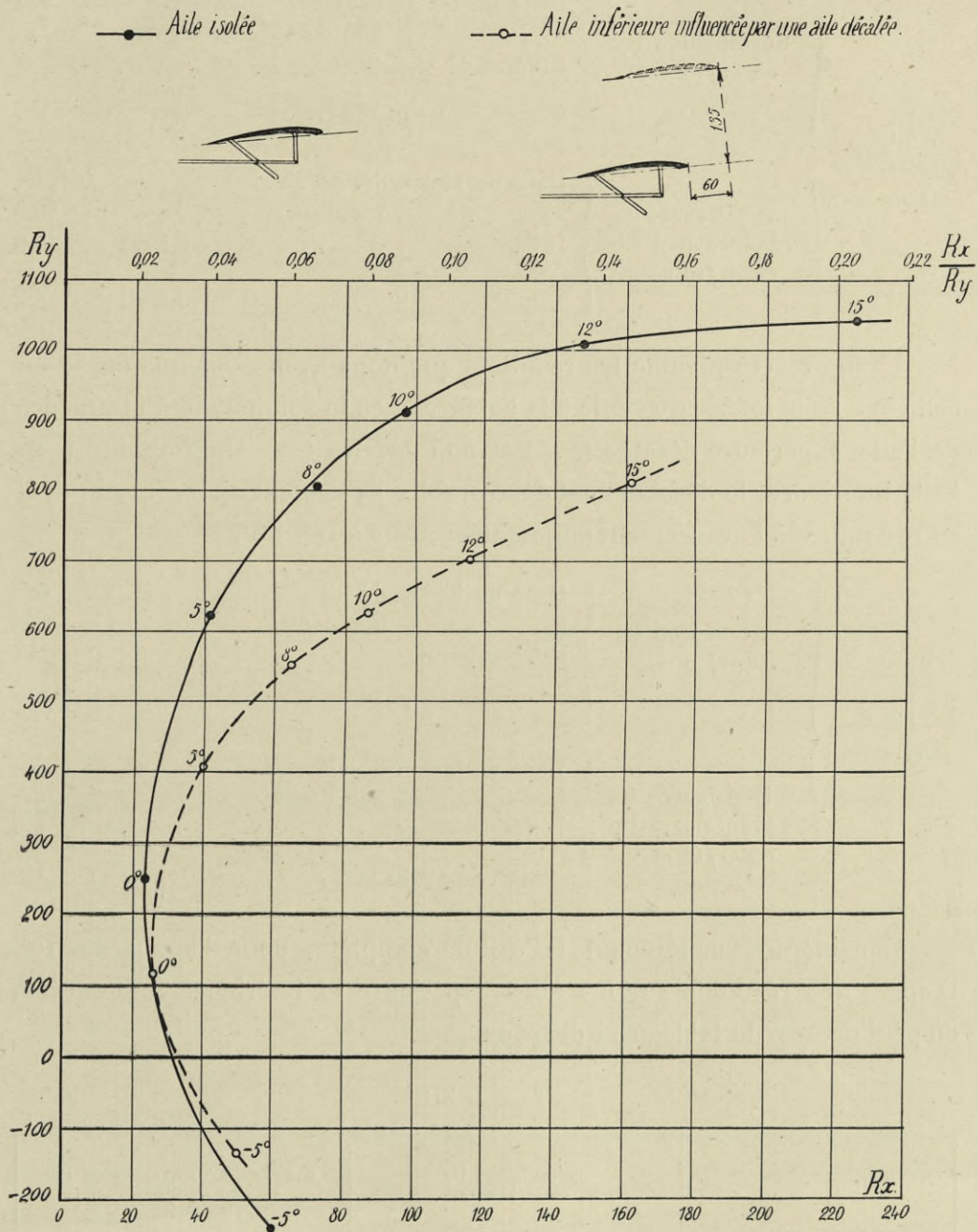


FIG. 148. — Comparaison de l'aile inférieure isolée et de la même aile influencée par une aile supérieure décalée.

nettement augmentée alors que la résistance à l'avancement l'est plus légèrement.

Pour 10°, par exemple, on a :

Aile supérieure.	}	Sustentation $R_y$ en $gr/10\ msec.$	{	Dans un biplan décalé . . . . .	850
				— non décalé . . . . .	<u>725</u>
				Différence . . . . .	125
				— en p. 100 . . . . .	$\frac{125}{725} = 17\ p. 100$
Résistances à l'avancement $R_x$ en $gr/10\ msec.$	{	Dans un biplan décalé . . . . .	94		
		— non décalé . . . . .	<u>88,5</u>		
		Différence . . . . .	5,5		
		— en p. 100 . . . . .	$\frac{5,5}{88,5} = 6\ p. 100$		

La figure 150 résume les résultats que nous avons obtenus en fixant cette fois l'aile inférieure seule à la balance et en la soumettant à l'influence de l'aile supérieure décalée (.....) et non décalée (—). On voit que pour l'aile inférieure, le décalage est défavorable; sa sustentation est réduite et sa résistance à l'avancement augmentée. Ainsi à 10°, on a :

Aile inférieure.	}	Sustentation $R_y$ en $gr/10\ msec.$	{	Dans un biplan décalé . . . . .	625
				— non décalé . . . . .	669
				Différence . . . . .	-44
				— en p. 100 . . . . .	$\frac{-44}{669} = -7\ p. 100$
Résistances à l'avancement $R_x$ en $gr/10\ msec.$	{	Dans un biplan décalé . . . . .	85		
		— non décalé . . . . .	79,5		
		Différence . . . . .	5,5		
		— en p. 100 . . . . .	$\frac{5,5}{79,5} = 7\ p. 100$		

Considérons maintenant la cellule complète, pour l'angle de 10°. D'après nos résultats sur les ailes supérieure et inférieure influencées, on peut dresser le tableau ci-dessous.

TABLEAU XII.

NATURE DES CELLULES	SUSTENTATION $R_y$ en $gr/10\ msec$			RÉSISTANCE A L'AVANCEMENT $R_x$ en $gr/10\ msec$		
	de l'aile supérieure influencée	de l'aile inférieure influencée	de la cellule (somme des deux précédentes)	de l'aile supérieure influencée	de l'aile inférieure influencée	de la cellule (somme des deux précédentes)
	Cellule avec décalage. . .	850	625	1.475	94	85
Cellule sans décalage. . .	725	669	1.394	88,5	79,5	168

Les efforts  $R_x$  et  $R_y$  sont plus élevés pour la cellule avec décalage ;

Aile sup<sup>r</sup> influencée: 1° par une aile non décalée —●—; 2° par une aile décalée —○—

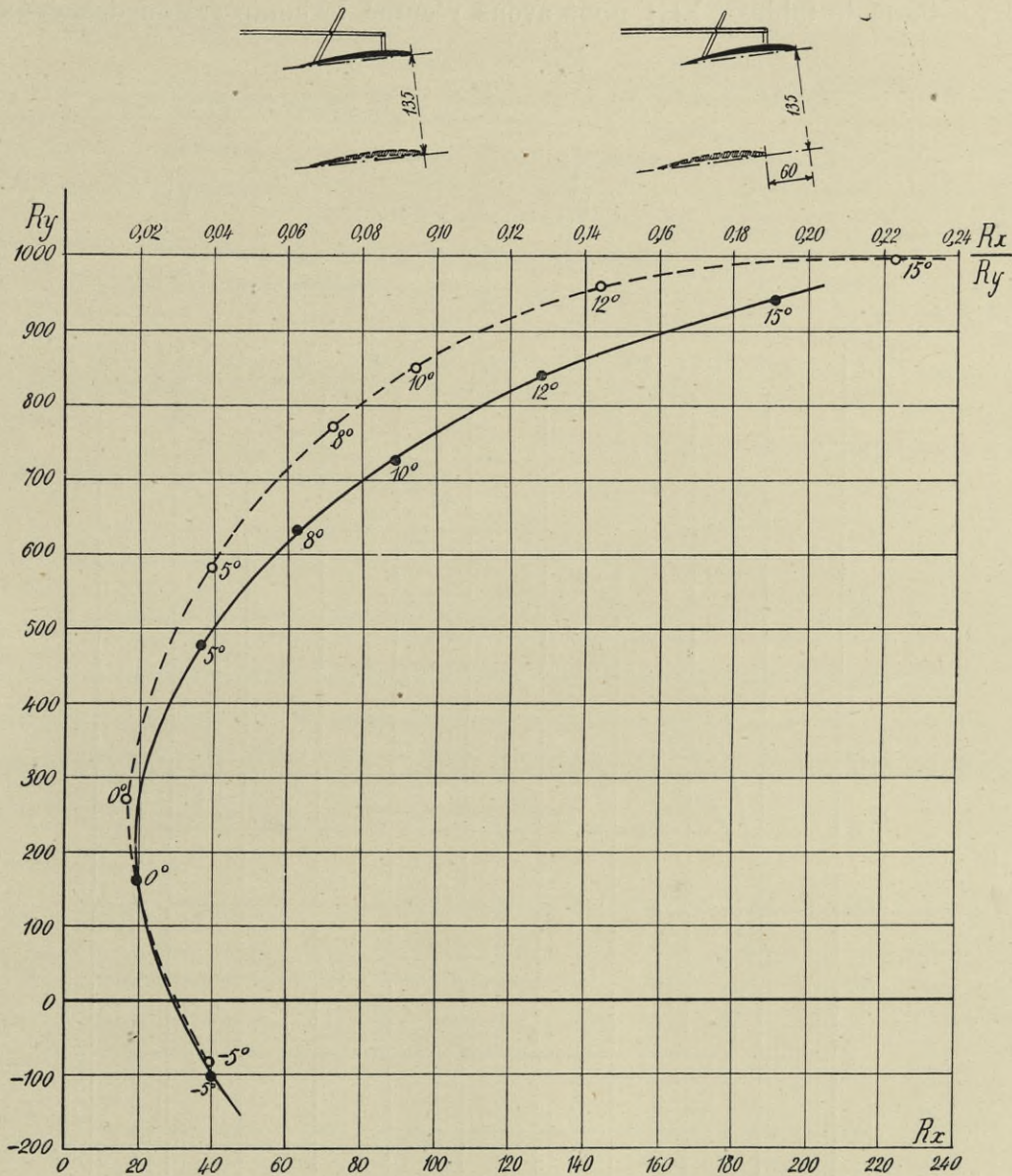


FIG. 149. — Comparaison de l'aile supérieure influencée par une aile inférieure non décalée (—●—) et décalée (—○—).

mais, si nous considérons les rapports  $\frac{R_x}{R_y}$ , on a sensiblement la même valeur dans les deux cas.



Cellule avec décalage. . . . .	$\frac{R_x}{R_y} = \frac{179}{1.475} = 0,121$
Cellule sans décalage. . . . .	$\frac{R_x}{R_y} = \frac{168}{1.394} = 0,120$

Dans le tableau XIII nous avons résumé la comparaison des deux

Aile inf<sup>re</sup> influencée: 1° par une aile non décalée —●—; 2° par une aile décalée —○—

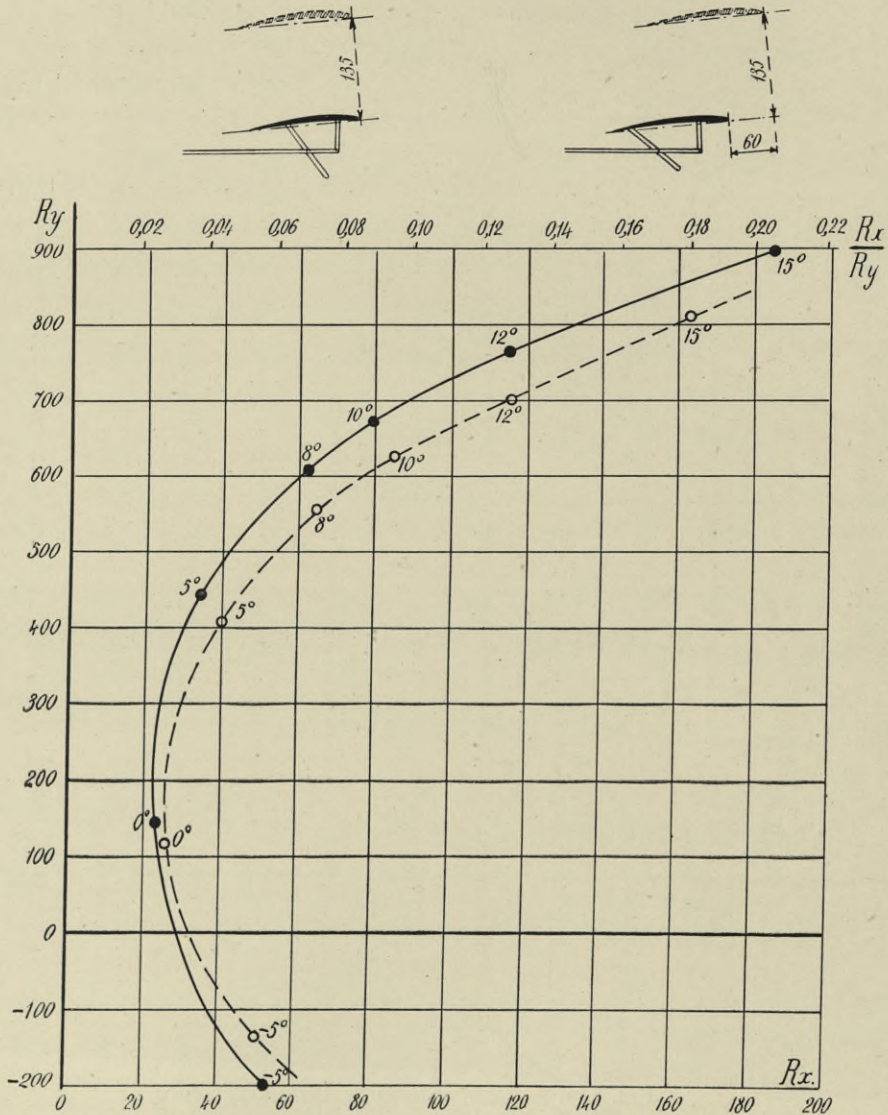


FIG. 150. — Comparaison de l'aile inférieure influencée par une aile supérieure décalée (---) et non décalée (—●—).

cellules décalée et non décalée pour les angles voisins des angles de vol. On voit que la cellule décalée a des  $R_x$  et  $R_y$  légèrement supérieurs

à ceux de la cellule non décalée. C'est un avantage pour la cellule décalée qui, pour porter un poids donné, peut avoir une surface un peu moindre que celle de l'autre cellule. Mais ce faible avantage est compensé par une construction plus difficile.

TABLEAU XIII. — COMPARAISON DES DEUX CELLULES DÉCALÉE ET NON DÉCALÉE.

NATURE DES CELLULES		ANGLES DE LA CORDE DES AILES ET DU VENT				
		5°	8°	10°	12°	15°
Résistance à l'avancement $R_x$	Cellule non décalée. . .	72,5	124,0	167,0	243,0	376,0
	Cellule décalée . . . .	79,0	136,5	179,0	258,5	387,5
Sustentation $R_y$ . .	Cellule non décalée. . .	912	1.244	1.394	1.603	1.830
	Cellule décalée . . . .	990	1.325	1.475	1.665	1.806
Rapports $\frac{R_x}{R_y}$ . . . .	Cellule non décalée. . .	0,080	0,100	0,120	0,152	0,205
	Cellule décalée . . . .	0,080	0,103	0,122	0,154	0,214

D'ailleurs, au point de vue des  $\frac{R_x}{R_y}$ , il y a équivalence entre les deux cellules, dans toute la région utile du vol. Nous avons déjà énoncé ce résultat d'après les expériences du Champ-de-Mars, où nous avons mesuré directement les éléments de la résultante globale sur une cellule non décalée et sur une cellule décalée dans l'un ou l'autre sens.



# CHAPITRE VI

## AÉROPLANES

### § 1. — Modèles étudiés.

Une de nos principales études au laboratoire d'Auteuil a été celle de nombreux modèles d'aéroplanes qui nous ont été fournis pour la plupart soit par le Laboratoire d'aéronautique militaire de Chalais-Meudon, soit par les constructeurs et les inventeurs eux-mêmes.

Nous avons étudié ces appareils beaucoup plus complètement qu'au Champ-de-Mars. En particulier, nous nous sommes attachés à déterminer pour chacun les faisceaux des résultantes, qui jouent dans les questions d'équilibre et de stabilité un rôle primordial, comme nous l'avons montré au chapitre II. Pour plusieurs de ces appareils, nous avons déterminé les faisceaux des résultantes avec trois ou quatre positions du gouvernail de profondeur, ce qui nous a permis de mettre particulièrement en évidence les modifications d'équilibre et de stabilité qu'entraîne la manœuvre de ce dernier.

*Les chiffres qui figurent dans les exemples qui suivent, soit comme données de construction, soit comme résultats de vols réalisés, ont été communiqués aux différents constructeurs, et c'est d'accord avec eux que nous les présentons.*

Les différents aéroplanes que nous avons étudiés sont au nombre de 17 et les résultats sont groupés dans les planches ci-dessous.

AVIONS.	PLANCHES
Dorand (Aéroplane-laboratoire) . . . . .	XI
Drzewiecki (Monoplan type Canard) . . . . .	XII
Blard (Monoplan type Canard). . . . .	XIII
Blériot (Monoplan militaire) . . . . .	XIV
M. Farman (Biplan militaire) . . . . .	XV
Bréguet (Biplan militaire) . . . . .	XVI
Morane-Saulnier (Monoplan militaire). . . . .	XVII

Paris (Monoplan à incidences variables le long de l'aile) . . . . .	XXVIII
Tatin (Aéro-Torpille n° 4) . . . . .	XIX
Bristol (Monoplan) . . . . .	XX
Letellier-Bruneau (Monoplan) . . . . .	XXI

## HYDRAVIONS.

Colliex-Jeanson (Double-biplan) . . . . .	XXII
Bréguet (Monoplan « La Marseillaise ») . . . . .	XXIII
Nieuport (Monoplan) . . . . .	XXIV
Pateras Pescara (Monoplan) . . . . .	XXV
Alvarez et de Condé (Monoplan) . . . . .	XXVI
Oertz (Biplan) . . . . .	XXVII

Les planches sont dessinées sur un type uniforme. De plus, nous donnons dans ce chapitre la photographie de chacun des modèles et la polaire logarithmique des résultats.

Afin d'éviter des redites dans l'étude de ces appareils, nous allons donner pour l'un d'entre eux, avec quelques détails, la méthode que nous suivrons pour l'étude de tous. Nous choisirons comme exemple le monoplan Blériot.

## § 2. — Examen détaillé d'une planche (Pl. XIV).

Le modèle, dont l'étude nous a été confiée par le Laboratoire de Chalais-Meudon, est la reproduction au  $\frac{1}{10}$  du monoplan Blériot, type militaire n° XI de 50 *ch*.

Les caractéristiques de ce dernier sont les suivantes :

Envergure . . . . .	8,85 m
Surface portante . . . . .	15,2 m <sup>2</sup>
Surface de l'empennage fixe . . . . .	$\left. \begin{array}{l} 1,68 \text{ m}^2 \\ 1,12 \text{ m}^2 \\ \hline 2,80 \text{ m}^2 \end{array} \right\}$
— du gouvernail de profondeur . . . . .	
Ensemble des surfaces stabilisatrices . . . . .	
Poids de l'appareil en ordre de marche (1) . . . . .	400 kg

(1) Ce poids se décompose ainsi :

Poids de l'appareil à vide sans moteur . . . . .	190 kg	} 270 kg
Poids du moteur . . . . .	80	
Poids utile : pilote . . . . .	70	} 130 kg
Essence (approvisionnement pour 3 heures) . . . . .	45	
Huile . . . . .	15	
Poids total en ordre de marche . . . . .	400 kg	

La contenance du réservoir d'essence est de 60 litres, celle du réservoir d'huile de 15 litres environ.

*Groupe moto-propulseur.* — Le moteur est un Gnôme donnant 50 ch à 1 200 t/m. En adoptant un rendement d'hélice de 0,70, on voit que l'on dispose d'une puissance utile de 35 ch environ.

*Vitesses de l'appareil.* — La vitesse maximum en vol horizontal varie de 95 à 100 km/h. La vitesse maximum d'ascension est de 500 m en 5 minutes.

Le modèle est représenté Planche XIV; on le voit également figure 151.

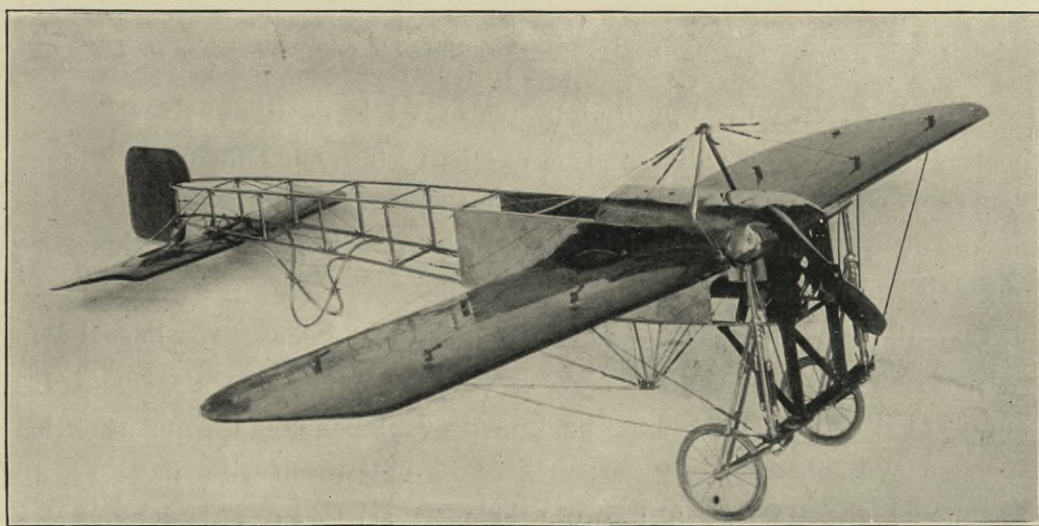


FIG. 151. — Modèle de l'avion Blériot.

Sur la planche, on a dessiné la coupe en demi-grandeur de l'aile de ce modèle. Elle est très sensiblement la même que celle portant le numéro 13 *bis* essayée au Champ-de-Mars (Voir aussi Pl. V). La flèche intérieure maximum est de 7,2 mm, la flèche maximum du dos de l'aile : 15,7 mm, la flèche maximum de la ligne moyenne du profil : 11,5 mm. Si on rapporte ces flèches à la corde de longueur 0,209 m, elles ont respectivement pour valeurs :  $\frac{1}{29}$ ,  $\frac{1}{13,3}$  et  $\frac{1}{18,2}$  de celle-ci.

Les essais du modèle ont été faits avec quatre positions A, B, C, D du gouvernail de profondeur. Ces positions sont toujours définies, sur les faisceaux des résultantes, par les hauteurs des différentes parties de l'empennage et du gouvernail au-dessus du sol sur lequel repose le modèle.

Ainsi, pour le Blériot, on a eu :

TABLEAU I.

POSITION DU GOUVERNAIL	HAUTEUR AU DESSUS DU SOL		
	Du bord d'attaque de l'empennage	De l'articulation de l'empennage et du gouvernail	Du bord de sortie du gouvernail
A . . . . .	62 mm	52 mm	40 mm
B . . . . .	62	52	37
C . . . . .	62	52	33
D . . . . .	62	52	28

On passe donc de la position première A à la position extrême D en abaissant l'arrière du gouvernail de 12 mm, ce qui, sur l'appareil en grandeur, correspondrait à un abaissement de 120 mm. La projection de la partie mobile du gouvernail du modèle sur le sol étant de 46 mm, la différence angulaire entre les positions A et D est de 14°,5 environ. Pour chacune des positions A, B, C, D nous avons exposé le modèle, dans l'essai à la balance, aux incidences de 3°, 6°, 9° et 12°. Par suite du fléchissement des supports et de l'appareil, sous l'action du vent pendant les mesures, les incidences réelles relevées à l'aide de la lunette décrite page 32 du chapitre I ont été 3° — 6°,1 — 9°,2 et 12°,3 (1). C'est en adoptant ces dernières incidences que nous avons tracé dans la Planche XIV le diagramme des éléments de la résultante. Ce diagramme porte en ordonnées non les efforts relevés directement pendant les essais, mais, pour faciliter les comparaisons et les calculs, ces efforts ramenés à la vitesse uniforme de 10 m/s par la formule du carré de la vitesse.

La résultante est alors définie par ses deux composantes  $R_x$  et  $R_y$ , dont nous avons toujours donné aussi le rapport  $\frac{R_x}{R_y}$ . Si, pour une même incidence, on passe de la position A à la position D, c'est-à-dire si on abaisse le gouvernail de profondeur, les  $R_y$  augmentent légèrement et les  $R_x$  varient d'une manière insensible, de telle sorte que les  $\frac{R_x}{R_y}$  diminuent un peu.

Les valeurs numériques de ces composantes sont données dans l'Atlas.

(1) Pour la position A nous avons de plus expérimenté le modèle aux incidences de 16°,5 et 20°,5.

*Faisceaux des résultantes.* — Nos résultats d'essais sont également représentés par les faisceaux des résultantes qui donnent, pour chaque inclinaison A, B, C, D du gouvernail, la résultante en grandeur et position.

Nous avons donné au chapitre II, pages 43 et suivantes, un exemple détaillé de la façon dont sont tracés les faisceaux.

Nous la rappellerons brièvement ici.

1° La mesure des centres de poussée, à l'aide de notre dispositif où l'appareil pivote entre deux pointes situées sur une même verticale, fait connaître, en fonction des incidences, le point d'intersection des résultantes avec une droite D liée invariablement à l'appareil. Cette droite est représentée sur les épures des faisceaux. Pour le Blériot, elle est parallèle à la corde de l'aile et se projette à 13 mm au-dessus de celle-ci sur le plan de symétrie de l'appareil. Le point d'intersection est défini par sa distance  $d$  au pied de la perpendiculaire à D passant par le bord d'attaque de l'aile.

2° Les mesures à la balance donnent pour chaque incidence de la corde de l'aile et du vent, l'angle  $\theta$  de la résultante avec la verticale, c'est-à-dire l'angle  $(\theta - i)$  de la résultante avec la normale à la corde de l'aile.

Ces deux déterminations permettent de tracer en position, et pour chaque incidence  $i$ , la ligne d'application de la résultante. Sur cette ligne, il reste à porter, à partir d'un point arbitraire, la grandeur de la résultante. Cette grandeur est donnée par :

$$\sqrt{R_x^2 + R_y^2} = \frac{R_y}{\cos \theta}.$$

Ainsi, pour la position B du gouvernail, on a pour le Blériot :

$i$	3°	6°	9°	12°
$d$ mm . . . . .	73	76	79	83
$\theta$ . . . . .	20°,4	13°,5	11°,6	11°,6
$\theta - i$ . . . . .	17°,4	7°,5	2°,6	-0°,4
$R_y$ (kg/10 m/sec) . . . . .	0,333	0,550	0,757	0,949
$R_i = \frac{R_y}{\cos \theta}$ . . . . .	0,356	0,566	0,772	0,968



§ 3. — Etude du fonctionnement de l'aéroplane d'après les essais du modèle.

1° *Équilibre.* — On a relevé sur un appareil la position approchée du centre de gravité du Blériot en ordre de marche. Ce centre G est situé à peu près sur la verticale du milieu de l'aile et à 25 ou 30 *cm* au-dessous de celle-ci. Le point G est reporté sur les épures des faisceaux de résultantes de la Planche XIV. Etant donné que la traction de l'hélice passe à très peu près par le centre de gravité, on voit, d'après ce que nous avons dit au sujet de l'équilibre page 46, que le gouvernail doit occuper sur l'avion pour les incidences inférieures à 9° des positions intermédiaires entre les positions B et C. Pour les incidences de 9° et 12°, il doit occuper des positions très voisines de la position B et pour les plus fortes incidences des positions voisines de la position A.

Il est donc suffisant pour étudier le fonctionnement de l'appareil de considérer :

1° Aux angles moyens du vol, les résultats moyens obtenus avec les positions B et C ;

2° A l'angle de 12°, les résultats obtenus avec la position B ;

3° Aux plus fortes incidences les résultats obtenus avec la position A.

Les résultats complets des essais sont contenus dans l'Annexe; on en extrait, d'après ce que nous venons de dire, les données suivantes :

TABLEAU II. — CARACTÉRISTIQUES DU MODÈLE BLÉRIOT.

$i$	$R_x$	$R_y$	$\frac{R_x}{R_y}$	OBSERVATIONS
3° . . . . .	0,125 <i>kg</i>	0,360 <i>kg</i>	0,347	(Moyennes des positions B et C)
6° . . . . .	0,137	0,568	0,242	—
9° . . . . .	0,156	0,756	0,204	—
12° . . . . .	0,194	0,946	0,205	(Position B)
15° . . . . .	0,252	1,040	0,252	(Position A)
18° . . . . .	0,340	1,062	0,320	—
21° . . . . .	0,455	1,040	0,438	—

Dans ce tableau,  $R_x$  et  $R_y$  représentent les efforts que subit le modèle à 10 *m/sec*. Comme l'échelle du modèle par rapport à l'appareil

est  $\frac{1}{10}$ , ils représentent aussi les efforts  $R_x$  et  $R_y$  que subit l'avion en grandeur à la vitesse de 1 *m/sec* (V. page 54).

Les nombres contenus dans le tableau II sont les données d'où nous partirons pour étudier plus loin le fonctionnement de l'aéroplane. Ils sont aussi représentés sur les trois courbes de la figure 152, qui remplacent, par des courbes moyennes, les 12 courbes des éléments de la résultante données dans la Planche XIV.

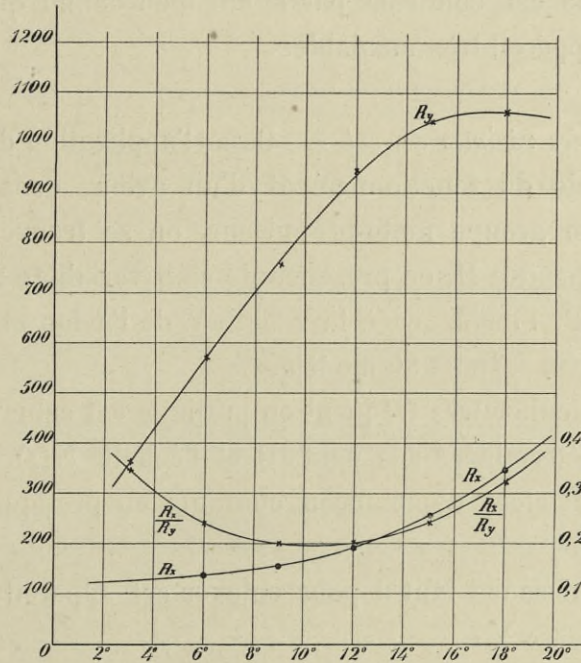


FIG. 152. — Efforts  $R_x$ ,  $R_y$ , sur l'avion Blériot.

2° *Stabilité*. — En ce qui concerne la stabilité, nous avons rappelé page 49 la règle simple qui permet de voir si l'appareil est stable ou non en air calme : il y a stabilité si, pour de petites oscillations autour de la position d'équilibre, les résultantes qui passent en avant du centre de gravité correspondent à une diminution d'incidence ; dans le cas contraire, l'appareil est instable.

On voit, en appliquant cette règle, que les faisceaux A et B sont franchement stables ; C se rapproche de l'équilibre indifférent ; D est instable.

Les faisceaux deviennent plus étroits, la stabilité diminue réguliè-

rement et la courbe métacentrique descend à mesure que l'on abaisse le gouvernail de profondeur, c'est-à-dire à mesure que l'on diminue le  $V$  longitudinal de l'appareil.

Les faisceaux reculent en même temps. Cela tient à ce que l'effort sur le gouvernail, effort qui est généralement dirigé vers le bas, comme on l'a vu au chapitre précédent, diminue lui-même en valeur absolue.

On remarquera que pour l'appareil Blériot, un léger déplacement du gouvernail de profondeur suffit à modifier très sensiblement la position du faisceau. Cela est confirmé par le fait bien connu que le monoplane Blériot est un appareil très maniable.

3° *Examen des régimes du vol.* — Dans l'application de nos résultats d'essais à l'étude du fonctionnement d'un avion, considéré indépendamment de son groupe moto-propulseur, on se trouve, comme nous l'avons dit au chapitre II, en présence de cinq variables : le poids  $Q$ , la puissance utile  $P$ , l'incidence  $i$ , la vitesse  $V$  de l'avion et son échelle de construction  $N$  par rapport au modèle.

Un cas particulier très fréquent en pratique est celui où deux de ces variables sont déterminées : le poids  $Q$  et l'échelle  $N$ (1). Les problèmes qui se présentent alors d'une façon courante en pratique sont les deux suivants :

1° Quelle puissance faut-il pour enlever cet appareil de poids  $Q$  en réalisant une vitesse  $V$  ?

2° Quelle vitesse réalisera-t-on avec cet appareil de poids  $Q$  si on dispose d'une puissance  $P$  ?

*Première méthode.* — Une méthode très simple dont nous avons déjà parlé dans la *Résistance de l'Air et l'Aviation* — 1910, à propos de l'aéroplane Nieuport, permet de répondre à ces deux questions. Nous allons le montrer sur l'exemple concret du Blériot.

A l'aide des données du tableau II, on peut calculer les éléments du tableau III qui se dresse facilement puisque, connaissant des valeurs

(1) C'est le cas où, comme pour le Blériot par exemple, on essaie un modèle au  $\frac{1}{10}$  d'un appareil pesant 400 kg.

correspondantes de  $i$ ,  $R_y$  et  $\frac{R_x}{R_y}$  par l'essai du modèle, on déduit la

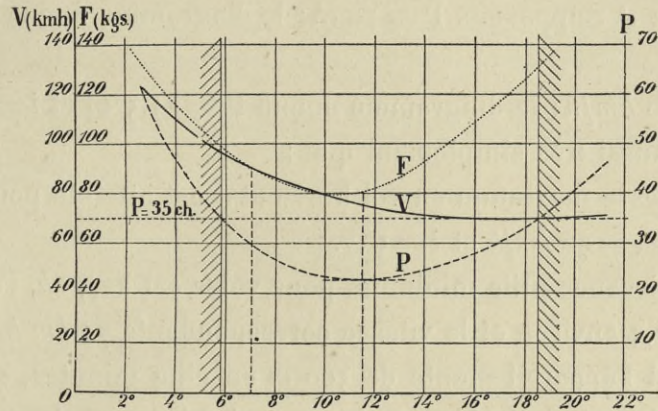


FIG. 153. — Diagramme des vitesses, des puissances utiles et des efforts de traction de l'avion Blériot de 400 kg.

vitesse de l'avion de poids 400 kg,  $V \text{ m/sec} = \sqrt{\frac{400}{R_y}}$ , l'effort de traction

$$F = 400 \times \frac{R_x}{R_y} \text{ et la puissance utile } P = \frac{FV}{75}.$$

A l'aide des chiffres du tableau III on peut construire (fig. 153) la

TABLEAU III.

$i$	3°	6°	9°	12°	15°	18°	21°
$R_y$ ou $R_y$ (kg/10 m/sec).	0,360	0,568	0,756	0,946	1,040	1,062	1,040
$\frac{R_x}{R_y}$ ou $\frac{R_x}{R_y}$ . . . . .	0,347	0,242	0,204	0,205	0,252	0,320	0,438
$V \text{ m/sec.}$ . . . . .	33,3	26,5	23,0	20,6	19,6	19,35	19,6
$F \text{ (kg)}$ . . . . .	128,8	96,8	81,6	82,0	100,8	128,0	175,2
$P \text{ (ch)}$ . . . . .	57,0	34,2	25,0	22,5	26,3	33,0	45,7

courbe des vitesses  $V$  (1), celle des puissances utiles  $P$  et aussi celle des efforts de traction  $F$  en fonction de l'incidence.

Le Blériot ayant une puissance utile de 35 ch, la seule partie utilisable des courbes est celle comprise entre les régions hachurées.

(1) Sur cette courbe, on a représenté les vitesses  $V$  en km/h, pour rattacher les chiffres que nous obtiendrons à ceux que nous donnera plus loin l'emploi de la méthode des polaires logarithmiques.

Ce diagramme permet de résoudre immédiatement les deux problèmes dont nous parlions plus haut.

*Exemple* : 1° Supposons  $P = 30 \text{ ch}$ ; le diagramme donne  $V = 90 \text{ km/h}$  et  $i = 7^\circ$ .

2°  $V = 80 \text{ km/h}$ ; le diagramme donne  $P = 23,5 \text{ ch}$  et  $i = 9^\circ,7$ .

On voit aussi très simplement que :

3° La vitesse maximum en vol horizontal est atteinte pour  $P = 35 \text{ ch}$ . On a alors  $V_{\max} = 96 \text{ km/h}$  et  $i = 5^\circ,7$ .

4° La puissance utile minimum pour voler est  $22,5 \text{ ch}$ , l'angle économique est  $11^\circ,5$  environ et la vitesse correspondante  $75 \text{ km-h}$ .

5° Quand l'appareil monte de  $500 \text{ m}$  en cinq minutes, soit avec une vitesse de  $1,67 \text{ m/sec}$ , il absorbe de ce seul fait une puissance utile de :

$$\frac{400 \times 1,67}{75} = 9 \text{ ch environ.}$$

Il lui reste donc au maximum une puissance utile de  $26 \text{ ch}$  qui lui permettrait, si on l'utilisait complètement en vol horizontal, de réaliser une vitesse de  $85 \text{ km/h}$  avec  $i = 8^\circ,3$  ou de  $70,5 \text{ km/h}$  avec  $i = 14^\circ,8$ .

6° L'effort de traction  $F$  minimum est de  $80 \text{ kg}$  environ. L'angle d'incidence correspondant est de  $10^\circ,5$ , la vitesse  $78 \text{ km/h}$  et la puissance utile  $24 \text{ ch}$ . A cette incidence correspond le minimum du rapport  $\frac{R_x}{R_y}$ , minimum qui est égal à  $\frac{80}{400} = 0,20$ . C'est la pente minimum de la trajectoire de vol plané. Elle correspond à un angle  $\theta$  de  $11^\circ,3$ .

Ce diagramme très simple et très pratique fait donc immédiatement connaître toute une série de données intéressantes sur l'appareil Blériot, à la condition que l'on se donne le poids de  $400 \text{ kg}$ ; mais, si l'on voulait voir ce que donnerait cet avion avec une surcharge de  $50$  ou de  $100 \text{ kg}$  par exemple, il faudrait tracer en partant du nouveau poids  $Q$  un diagramme analogue à celui de la figure 154 et au préalable calculer les éléments d'un nouveau tableau semblable au tableau III. D'autre part, après tout essai de modèle d'appareil nouveau et non encore construit, il est nécessaire de faire plusieurs hypothèses non seulement sur le poids de l'avion définitif qu'on ne peut pas prévoir exactement, mais aussi sur sa grandeur. Il est en effet quelquefois intéressant de supposer que l'appareil

définitif, au lieu d'être exactement 10 fois le modèle par exemple, sera 9, 9,5 ou 10,5 fois plus grand que ce modèle.

Une telle étude conduirait, d'après la méthode que nous venons d'indiquer, à des calculs et à des tracés très nombreux.

La méthode des polaires logarithmiques a l'avantage d'éviter, pour ces problèmes, comme nous l'avons montré au chapitre II, tous les

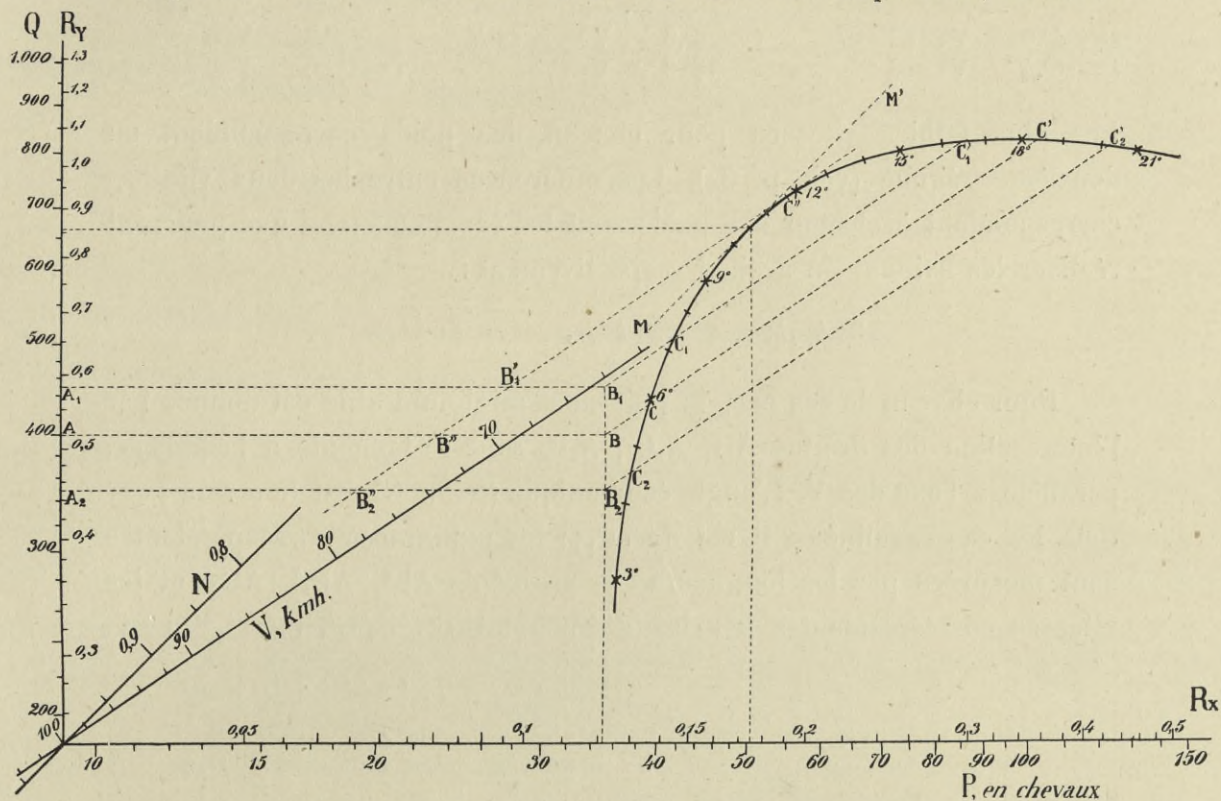


FIG. 154. — Polaire logarithmique du monoplan Blériot.

calculs et les tracés de courbes auxiliaires. Nous allons en faire une application au monoplan que nous étudions.

*Deuxième méthode. Emploi des polaires logarithmiques.* — La polaire logarithmique du Blériot est représentée (fig. 154). Elle fournit, aussi simplement que les courbes de la figure 153, la solution des problèmes que nous avons examinés plus haut.

Les réseaux de droites pointillées que nous avons menées correspondent à trois hypothèses :  $Q = 400 \text{ kg}$  (tracé AB),  $Q = 450 \text{ kg}$  (tracé  $A_1B_1$ ),  $Q = 350 \text{ kg}$  (tracé  $A_2B_2$ ). La longueur  $AB = A_1B_1 = A_2B_2$  représente

la puissance utile de 35 ch que nous avons considérée comme un maximum pour l'avion Blériot. Les vitesses que l'on peut réaliser dans chacun de ces cas en utilisant, en vol horizontal, toute la puissance sont données par la longueur des deux segments BC, BC' — B<sub>1</sub>C<sub>1</sub>, B<sub>1</sub>C'<sub>1</sub> — B<sub>2</sub>C<sub>2</sub>, B<sub>2</sub>C'<sub>2</sub> interceptés par la polaire sur des parallèles à l'axe des V. On lit ainsi :

Q = 350 kg	Q = 400 kg	Q = 450 kg
<i>i</i> = 4°,6      V = 98 km/h	<i>i</i> = 5°,8      V = 96 km/h	<i>i</i> = 7°,3      V = 95 km/h
<i>i</i> = 20°,4     V = 66	<i>i</i> = 18°,6     V = 70	<i>i</i> = 17°,0     V = 74

Les plus faibles vitesses pour chacun des poids correspondent au deuxième régime (voir p. 84). Les différences entre les deux vitesses correspondant à chacun des poids sont les écarts maxima que pourront réaliser les avions; on a ainsi respectivement :

$$32 \text{ km/h,} \quad 26 \text{ km/h,} \quad 21 \text{ km/h.}$$

Pour chacun de ces cas, la puissance minimum utile est donnée par l'intersection des droites AB, A<sub>1</sub>B<sub>1</sub>, A<sub>2</sub>B<sub>2</sub> avec la tangente à la polaire, parallèle à l'axe des V. L'angle économique (point C'') est le même pour tous les cas examinés : il est de 11°,5; les puissances correspondantes sont mesurées par les longueurs des segments AB'', AB<sub>1</sub>'', AB<sub>2</sub>' et les vitesses correspondantes par les segments B''C'', B<sub>1</sub>''C'', B<sub>2</sub>''C''. On lit :

	Q = 350 kg	Q = 400 kg	Q = 450 kg
Puissance minimum. . . . .	17 ch	23 ch	27 ch
Vitesse économique. . . . .	69 km/h	74 km/h	79 km/h

En comptant sur la même puissance utile maximum de 35 ch, il reste dans chacun des cas examinés un excès de puissance de :

$$18 \text{ ch,} \quad 12 \text{ ch,} \quad 8 \text{ ch,}$$

qui, utilisé tout entier pour la montée, donnerait une vitesse d'ascension de :

$$3,85 \text{ m/sec,} \quad 2,30 \text{ m/sec,} \quad 1,34 \text{ m/sec,}$$

soit, en cinq minutes, une augmentation d'altitude de :

$$1.160 \text{ m,} \quad 890 \text{ m,} \quad 520 \text{ m.}$$

La tangente MM', inclinée à 45°, donne, par son point de contact, l'incidence pour laquelle l'effort de traction est minimum (Voir p. 68, 7°).

Cette incidence est  $10^{\circ},5$ . La polaire de la figure 154 montre que, pour  $i = 10^{\circ},5$ , on a :

$$\frac{R_x}{R_y} = 0,20, \text{ d'où : } \theta = 11^{\circ},3.$$

Cet angle est l'angle minimum de planement (voir p. 52).

On voit bien par ces explications l'utilité de l'emploi des polaires logarithmiques. Dans les exemples donnés à propos d'appareils nouveaux tels que le monoplan Paris, nous montrerons en détail l'influence d'une variation d'échelle de l'appareil par rapport au modèle.

Remarquons, en terminant, que la vitesse limite de  $97 \text{ km/h}$  à laquelle nous arrivons pour le Blériot du poids de  $400 \text{ kg}$  est très sensiblement la vitesse maximum réalisée par cet appareil.

#### § 4. — Etude des différents modèles.

##### BIPLAN DORAND (MODÈLE 1909).

Le modèle (fig. 155, Pl. XI) du biplan Dorand (type 1909) est la réduction au  $\frac{1}{14,5}$  de l'aéroplane-laboratoire utilisé par le commandant Dorand, à

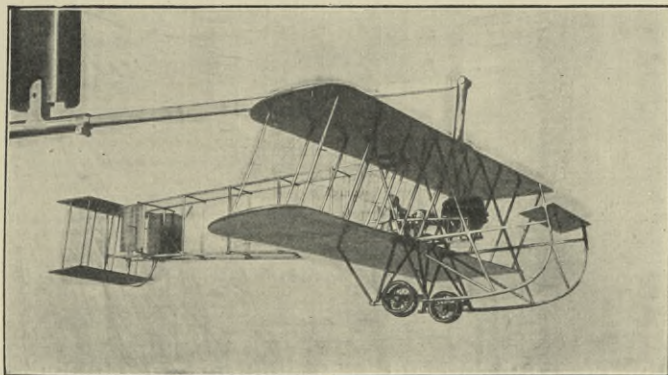


FIG. 155. — Modèle du biplan Dorand.

Chalais-Meudon, dans ses premières mesures effectuées sur des appareils en vol.

Nous avons poussé très loin l'étude de ce modèle, comme on l'a vu au chapitre précédent (Ailes en biplan.) D'autre part, nous avons choisi le plus souvent au chapitre II, comme exemple d'application des polaires logarithmiques, la polaire de l'appareil Dorand et nous avons eu l'occasion



d'étudier son fonctionnement en détail ; nous n'y reviendrons pas et nous nous contenterons de rappeler ici la comparaison des résultats fournis par les essais effectués avec l'aéroplane et avec son modèle.

L'aéroplane-laboratoire était muni d'appareils de mesure enregistreurs qui opéraient, soit directement, soit par voie photographique. Ils permet-

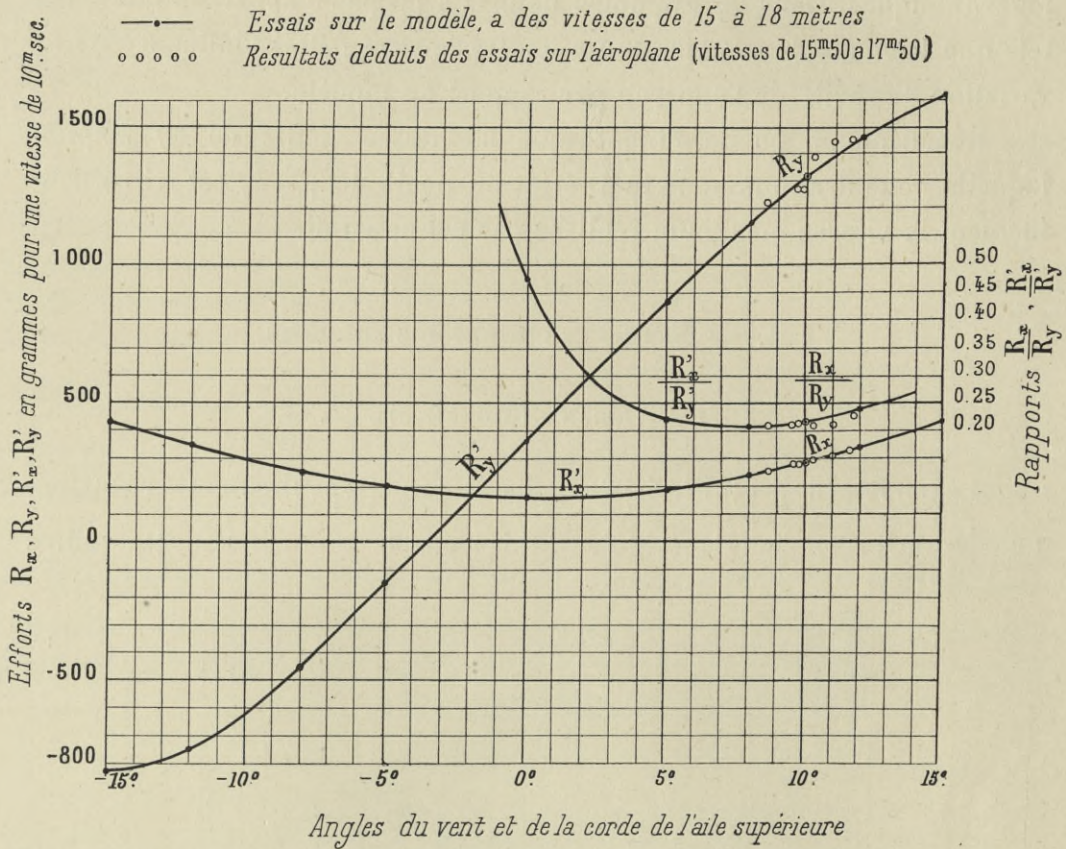


FIG. 156. — Comparaison des résultats obtenus avec le biplan Dorand et son modèle au  $\frac{1}{14,5}$ .

taient au pilote, en poussant un seul bouton, au moment qu'il jugeait préférable, d'inscrire simultanément tous les éléments du vol, savoir : 1° la poussée du propulseur ; 2° la vitesse de rotation de l'arbre de l'hélice ou du moteur ; 3° la vitesse relative de l'aéroplane par rapport à l'air supposé immobile ; 4° l'angle d'attaque de l'appareil. Le poids de l'appareil en ordre de marche, représentant la sustentation, était du reste connu à l'avance et complétait tous les éléments nécessaires (1).

(1) Ces appareils sont décrits dans *La Technique aéronautique*, du 1<sup>er</sup> novembre 1911.

Dans les comparaisons avec le modèle au  $\frac{1}{14,5}$  de cet appareil, on vérifia tout d'abord que le tube de Venturi, avec lequel était déterminée la vitesse de l'aéroplane, et qui avait été taré par des mesures directes, donnait dans notre courant d'air les mêmes résultats que notre tube de Pitot.

Les essais eurent lieu à des vitesses voisines de celles du vol. Quand nous confrontâmes les courbes des résistances horizontales  $R_x$  et des résistances verticales  $R_y$ , en tenant compte de l'échelle du modèle, nous reconnûmes que toutes les valeurs de  $R_x$  du commandant Dorand tombaient exactement sur notre courbe et qu'il en était de même pour cinq observations sur sept des  $R_y$ ; les deux autres  $R_y$  en différaient très peu (fig. 156). Le tableau ci-dessous montre qu'en moyenne, les résultats coïncident au  $\frac{1}{100}$  près :

EXPÉRIENCES SUR L'AÉROPLANE				RÉSISTANCES SUR LE MODÈLE RAMENÉES A 10 m DE VITESSE								
				D'APRÈS LES EXPÉRIENCES sur l'aéroplane			D'APRÈS les expériences sur le modèle			RAPPORT $\frac{\text{Expériences sur aéroplane}}{\text{Expériences sur modèle}}$		
Angle d'incidence $\alpha$	Vitesse de translation V	Résistance à l'avancement F	Poids de l'appareil Q	$R_x = \frac{F}{14,5^2} \left(\frac{10}{V}\right)^2$	$R_y = \frac{Q}{14,5^2} \left(\frac{10}{V}\right)^2$	$\frac{R_x}{R_y}$	$R'_x$	$R'_y$	$\frac{R'_x}{R'_y}$	$\frac{R_x}{R'_x}$	$\frac{R_y}{R'_y}$	$\frac{R_x}{R'_y} \frac{R_y}{R'_x}$
	m/sec	kg	kg	kg	kg		kg	kg				
9°,45	17,0	168	770	0,276	1,270	0,217	0,280	1,285	0,218	0,98	0,99	1,00
9°,40	17,0	168	770	0,276	1,270	0,217	0,278	1,275	0,218	0,99	1,00	1,00
10°,00	16,7	165	770	0,281	1,310	0,214	0,285	1,304	0,219	0,99	1,00	0,98
8°,40	17,3	163	760	0,252	1,209	0,208	0,252	1,193	0,211	1,00	1,01	0,99
10°,15	16,2	162	770	0,294	1,380	0,213	0,293	1,322	0,222	1,00	1,04	0,96
11°,00	15,7	160	750	0,308	1,445	0,213	0,314	1,380	0,227	0,98	1,05	0,94
11°,40	15,8	174	760	0,331	1,445	0,229	0,333	1,425	0,234	0,99	1,01	0,98
								Moyennes.		0,99	1,01	0,98

Une telle conformité de résultats fait donc tomber cette objection souvent faite aux expériences de laboratoire, que dans la réalité les choses se passent tout autrement, en premier lieu, parce que c'est la surface qui est immobile, en second lieu parce que ses dimensions sont d'un ordre de grandeur différent de celles de l'aéroplane. L'idée que nous avons toujours préconisée, que l'on peut, par l'essai d'un modèle,

connaître les conditions du vol d'un aéroplane, au point de vue de la sustentation et de la résistance à l'avancement, trouve là une sérieuse confirmation.

#### MONOPLAN DRZEWIECKI.

Le monoplan Drzewiecki (Pl. XII et fig. 157) est le premier aéroplane conçu, étudié et établi sur des données fournies par une série d'expériences méthodiques effectuées dans notre laboratoire sur un modèle réduit d'appareil. Les premiers essais du modèle au  $\frac{1}{10}$  remontent à janvier 1912.

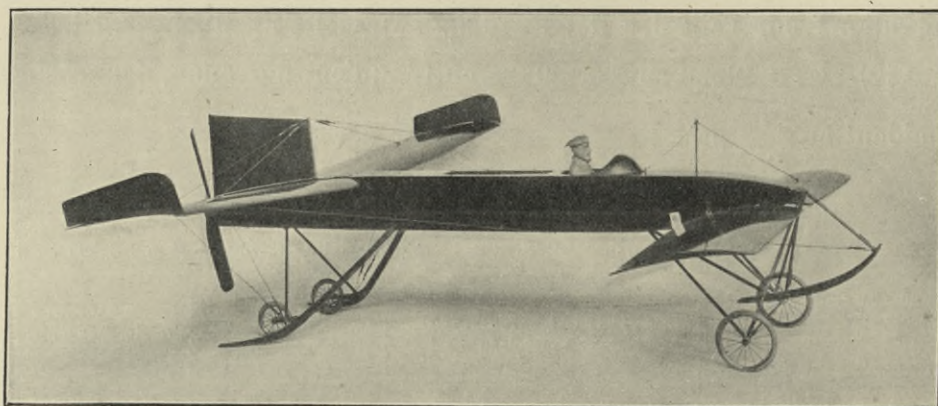


FIG. 157. — *Modèle du monoplan Drzewiecki.*

M. Drzewiecki s'est proposé de construire un avion devant réaliser, par sa forme même, la stabilité longitudinale automatique. Pour cela, aux deux extrémités d'un fuselage, M. Drzewiecki a disposé deux paires d'ailes en tandem; la plus petite en avant est notre aile n° 8 inclinée à  $8^\circ$  sur le dessous du fuselage et l'aile arrière notre aile n° 13 *bis* (profil Blériot) inclinée à  $5^\circ$ ; leurs surfaces sont dans un rapport tel que leurs sustentations à ces incidences, qui correspondent à l'horizontalité du fuselage, soient à peu près égales. Comme le coefficient  $K_y$  de l'aile arrière croît plus vite avec l'incidence que celui de l'aile avant, la portance de l'aile arrière devient prépondérante si l'incidence tend à augmenter, et cette prépondérance est suffisante pour compenser le recul des résultantes sur chacune des ailes : le fuselage tend donc à s'élever à l'arrière. L'inverse a lieu pour une diminution d'incidence : il y a donc, dans les deux cas, stabilité. On a d'abord vérifié cette stabilité

en rendant le modèle mobile dans le vent, autour d'un axe horizontal passant par le centre de gravité; écarté de sa position d'équilibre, il y revient rapidement et sans oscillation. On l'a ensuite suspendu à un fil vertical, tandis qu'un fil horizontal dirigé dans l'axe de l'hélice et attaché à un point fixe, l'empêchait d'être entraîné par le vent (fig. 158). Quand le courant atteignait une vitesse suffisante, le modèle s'élevait tout en restant horizontal, le fil de suspension devenant alors inutile. En rendant le modèle mobile dans le vent autour d'un axe vertical passant par le centre de gravité, on constatait aussi, dès qu'on le faisait sortir de sa position d'équilibre, qu'il se comportait comme une bonne girouette et revenait à sa position première très rapidement : on pouvait donc être

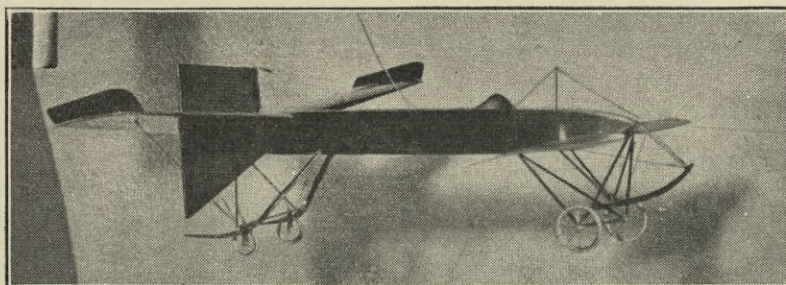


FIG. 158. — Modèle Drzewiecki en équilibre dans le courant d'air.

assuré que l'avion en grandeur aurait une bonne stabilité de route. Cette qualité tient à ce que le centre de gravité dans l'appareil Drzewiecki est, pour un avion du type « Canard », relativement très en avant. Encouragé par ces expériences, M. Drzewiecki a aussitôt entrepris la construction de l'aéroplane en grandeur.

Cet aéroplane avait les caractéristiques suivantes :

	ENVERGURE	SURFACE
Aile avant (aile n° 8) . . . . .	5 m	8 m <sup>2</sup>
Aile arrière (aile n° 13 bis) . . . . .	9 m	18 m <sup>2</sup>
Décalage des ailes . . . . .		3°
Poids de l'appareil nu . . . . .		346 kg
Poids du moteur installé avec radiateur, eau, arbre et hélice . . . . .		270
Essence (25 litres) et huile (10 litres) . . . . .		27
Pilote . . . . .		72
Poids en ordre de marche . . . . .		715 kg

*Groupe moto-propulseur.* — Le moteur est du type Labor-Aviation de 70 ch. Il a donné au banc d'essai 72 ch à 1.325  $\mu$ m. L'hélice a 2,15 tm de diamètre. Elle est du type « Normale ». On peut compter sur un rendement de 0,70, ce qui donne pour la puissance utile maximum 50 ch environ.

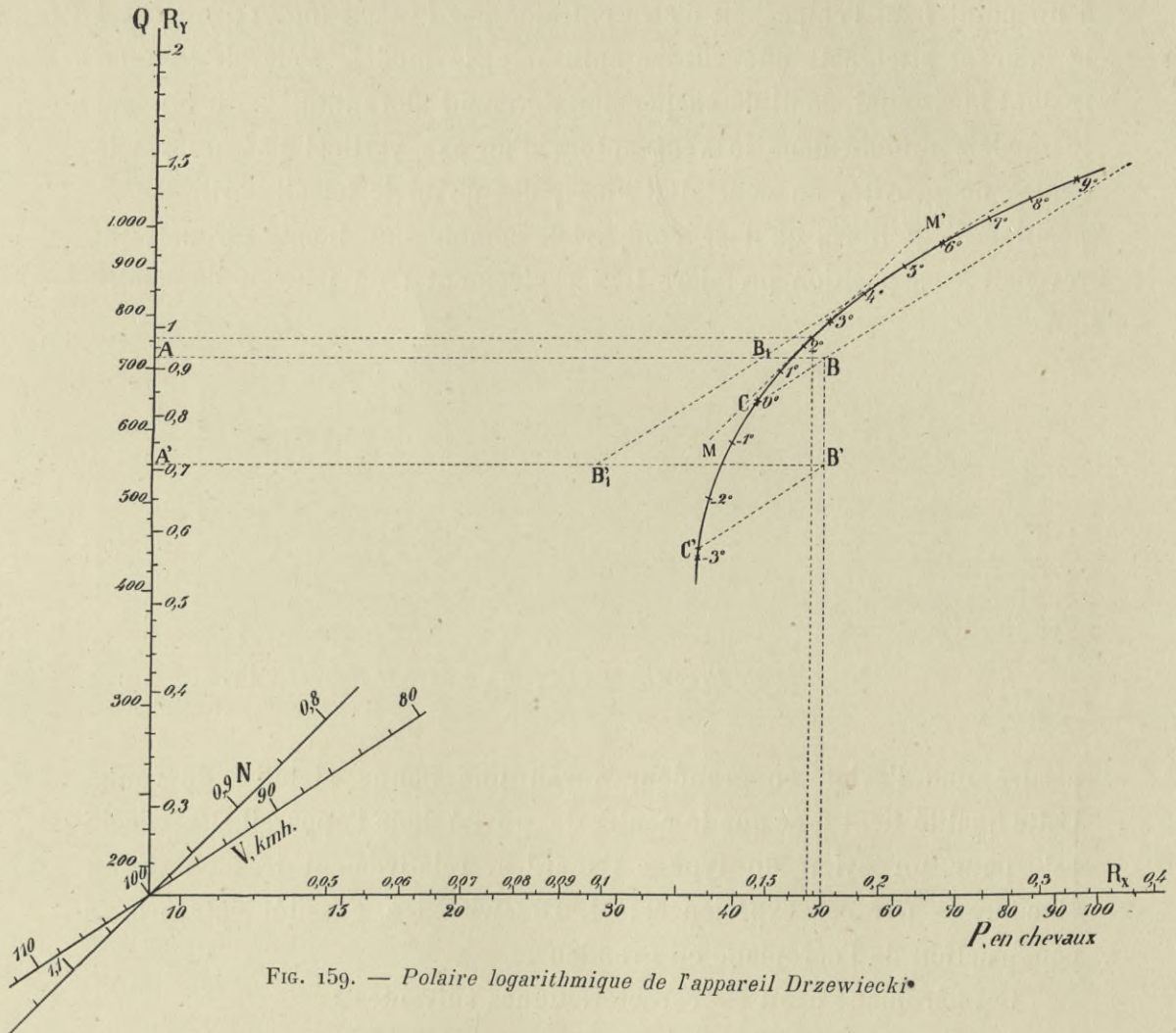


FIG. 159. — Polaire logarithmique de l'appareil Drzewiecki.

Le moteur a une grande souplesse, et M. Drzewiecki compte agir principalement sur l'admission, pour la manœuvre (montée, descente, etc.) de son avion.

FONCTIONNEMENT DE L'AVION. — *Équilibre et stabilité.* — Sur le faisceau des résultantes de la Planche XII, nous avons reporté en position le centre de gravité. On voit que l'appareil est sensiblement équilibré pour l'angle de 3° environ. La stabilité longitudinale est très grande; le faisceau est très étalé dans le voisinage du centre de gravité. Dans les vols que

l'appareil a réalisés, il a d'ailleurs fait preuve d'une stabilité longitudinale parfaite.

*Etude des régimes du vol.* — Les résultats sont représentés sur la polaire logarithmique de la figure 159, où les angles inscrits sont ceux du plan inférieur du fuselage et du vent.

On voit par le tracé ABC, où  $AB = 50$  ch utiles, que la vitesse maximum BC en vol horizontal est de  $106$  km/h, et l'angle de vol  $0^\circ$ , c'est-à-dire que le fuselage est horizontal (incidences des ailes :  $8^\circ$  et  $5^\circ$ ).

La tangente  $B_1B'_1$ , parallèle à l'axe des V, montre que la puissance minimum  $AB_1$  est de  $43$  ch. Il n'y a donc que  $7$  ch d'excédent de puissance. M. Drzewiecki a, en effet, reconnu que son avion était trop lourd et ne s'enlevait que très difficilement après avoir parcouru sur le sol une distance de  $300$  à  $400$  m. Dans le vol horizontal, il était très rapide et sa vitesse atteignait sûrement  $100$  km/h.

Ces résultats ont conduit M. Drzewiecki à entreprendre la construction d'un deuxième appareil de mêmes dimensions, basé sur les mêmes principes, mais d'un poids plus réduit. L'emploi d'un moteur Gnôme de  $80$  ch lui permettra de gagner  $150$  kg sur le poids. Il allégera, d'autre part, un peu la construction proprement dite de l'appareil, de telle sorte que le deuxième avion pèsera en ordre de marche  $550$  kg environ. Pour ce poids de  $550$  kg, le tracé  $A'B'C'$  montre que pour la même puissance utile de  $50$  ch (qui est à peu près celle d'un groupe moto-propulseur constitué par un Gnôme de  $80$  ch et une hélice), la vitesse maximum réalisable en vol horizontal sera  $B'C' = 111$  km/h; l'inclinaison du fuselage sera  $2^\circ,8$  et l'incidence des ailes  $5^\circ,2$  et  $2^\circ,2$ . La puissance minimum  $A'B'_1$  tombera à  $28,5$  ch. L'excédent de puissance utile sera  $21$  ch et permettra une envolée rapide. En l'utilisant tout entier pour l'ascension, la vitesse verticale serait en effet :  $\frac{21 \times 75}{550} = 2,86$  m/sec. L'altitude atteinte en cinq minutes serait de  $860$  m.

*Angle de planement.* — L'angle minimum de planement est réalisé à l'incidence pour laquelle la tangente  $MM'$  à la polaire est inclinée à  $45^\circ$ . Cette incidence est  $2^\circ,4$ . On a pour ce point  $\frac{R_x}{R_y} = 0,162$ . La pente minimum de planement est donc de  $0,162$ . Elle correspond à un angle de  $9^\circ,2$ .

## MONOPLAN BLARD.

En même temps que M. Drzewiecki, le lieutenant Blard réalisait un appareil conçu sur les mêmes principes que le précédent. Nous avons essayé un modèle au  $\frac{1}{10}$  de l'avion du lieutenant Blard. Ce modèle est représenté Planche XIII et figure 160.

L'aile avant a un profil en croissant; la flèche de sa ligne moyenne est de  $\frac{1}{9}$  environ. L'aile principale rappelle l'aile Blériot n° 13 *bis*. Dans

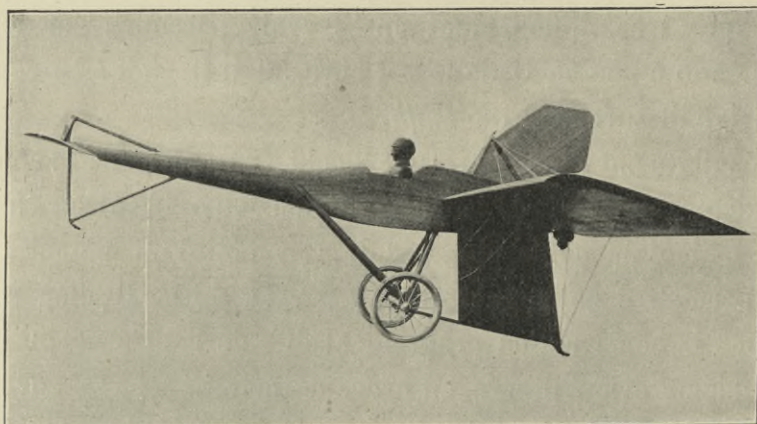


FIG. 160. — Modèle de l'avion du Lieutenant Blard.

l'avion du lieutenant Blard, le décalage des ailes est assez élevé :  $6^{\circ},5$ . L'appareil a été essayé avec le modèle du pilote tel qu'on le voit figure 160.

Les caractéristiques de l'avion du lieutenant Blard étaient les suivantes :

Voilure avant (aile de $3,16 \times 0,85$ ) . . . . .	2,68 $m^2$
Voilure arrière (aile de $11,0 \times 1,50$ ). . . . .	<u>16,50</u>
Surface portante totale. . . . .	19,18 $m^2$
Décalage des deux ailes . . . . .	$6^{\circ},5$
Poids en ordre de marche. . . . .	480 kg

*Moteur.* — Le moteur était un Gnôme de 50 *ch*, permettant à pleine admission de compter sur une puissance utile de 35 *ch* environ.

Le lieutenant Blard a réalisé quelques vols en ligne droite avec cet

appareil qui a montré une stabilité de route trop faible. L'appareil fut brisé dans un atterrissage à l'une de ses premières sorties; il n'a pas été reconstruit.

*Equilibre et stabilité.* — Le gouvernail de profondeur n'étant pas mobile sur le modèle, nous n'avons fait des mesures que pour une position de ce gouvernail. Les résultantes données par l'essai du modèle

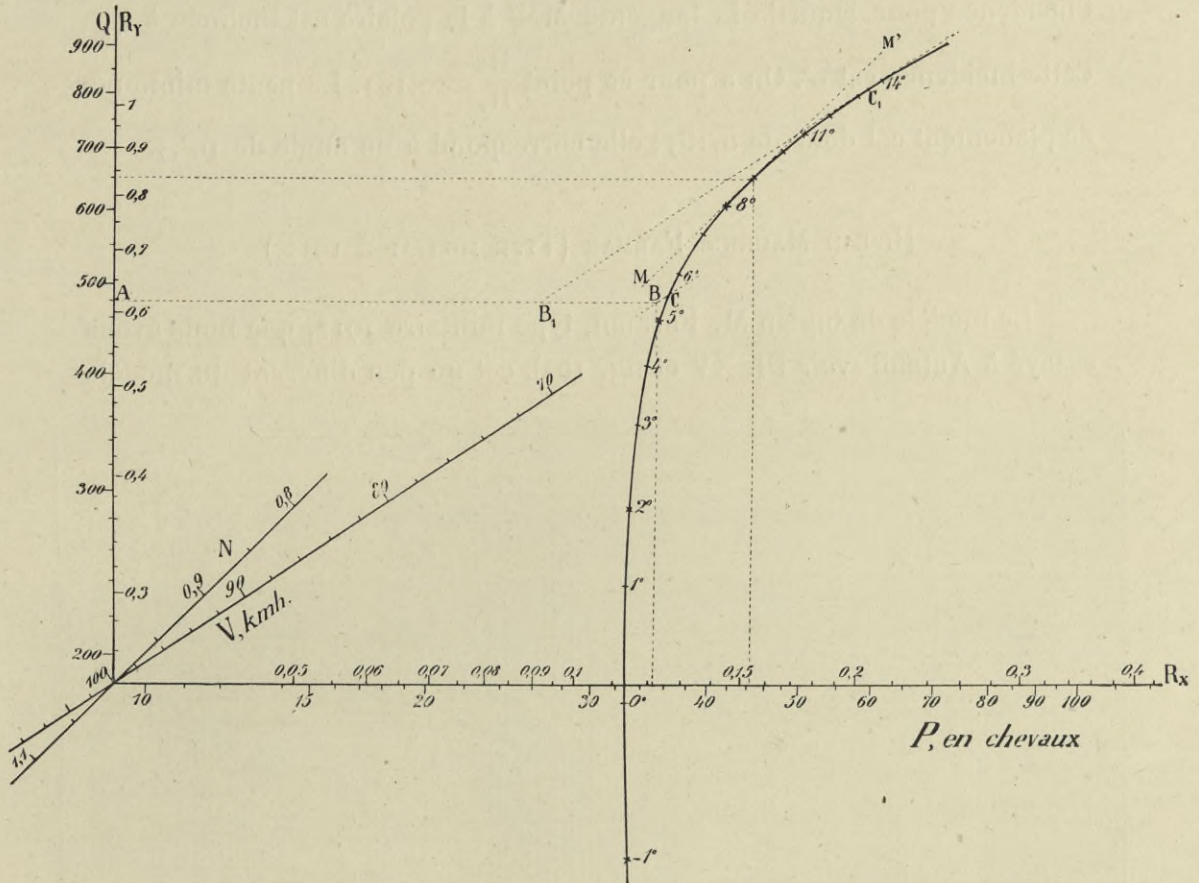


FIG. 161. — Polaire logarithmique de l'avion du Lieutenant Blard.

ne passent pas par le centre de gravité, mais il n'est pas certain que la position que le gouvernail avait sur le modèle dans ces essais corresponde à celle que le gouvernail de l'appareil avait en vol normal.

Le faisceau est stable. L'avion a d'ailleurs montré, dès sa première sortie, une grande stabilité longitudinale.

*Fonctionnement de l'appareil.* — Les résultats déduits des essais à la balance sont représentés sur la polaire logarithmique de la figure 161.

On voit, par le tracé ABC, que, si l'appareil avait utilisé toute sa



puissance utile, soit 35 *ch* environ, pour voler horizontalement, il aurait réalisé une vitesse  $BC = 99 \text{ km/h}$ .

L'angle de vol économique est donné par le point de contact de la tangente parallèle à l'axe des  $V$ . Il est de  $13^{\circ}5$  environ. La puissance minimum correspondante  $AB_1$  est de 26 *ch* et la vitesse économique de 76 *km/h*.

*Angle de planement.* — L'angle minimum de planement est réalisé à l'incidence pour laquelle la tangente  $MM'$  à la polaire est inclinée à  $45^{\circ}$ . Cette incidence est  $9^{\circ}$ . On a pour ce point  $\frac{R_x}{R_y} = 0,183$ . La pente minimum de planement est donc de 0,183; elle correspond à un angle de  $10^{\circ},3$ .

#### BIPLAN MAURICE FARMAN (TYPE MILITAIRE 1912.)

Le modèle du biplan M. Farman, type militaire 1912, que nous avons essayé à Auteuil (voir Pl. XV et fig. 162), est un peu différent du modèle

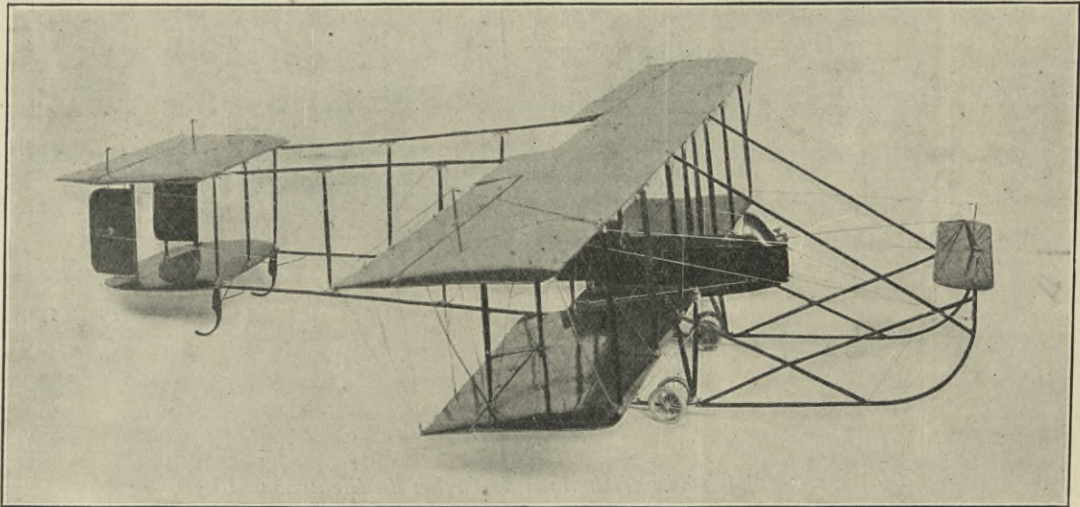


FIG. 162. — Modèle du biplan militaire M. Farman.

expérimenté au Laboratoire du Champ-de-Mars et dont il est parlé page 202 de la *Résistance de l'Air et l'Aviation* — 1911. La ligne moyenne du profil des ailes de ce dernier avait une flèche de  $\frac{1}{50}$ , tandis que dans le modèle actuel elle a une flèche de  $\frac{1}{27}$ . Les autres caractéristiques ont peu varié. Le biplan actuel comporte toujours :

1° Une cellule principale formée de deux plans inégaux comme envergure reliés par deux séries de huit montants verticaux;

2° Un équilibreur avant, monté à l'extrémité recourbée des patins d'atterrissage;

3° Un empennage formé d'une cellule biplane; le plan supérieur de cette cellule porte un gouvernail de profondeur conjugué avec l'équilibreur avant. On a relevé sur un appareil en grandeur les incidences du gouvernail arrière correspondant à différentes positions de l'équilibreur avant, de manière à pouvoir les reproduire avec le modèle; entre les deux voilures de la queue, est monté le gouvernail de direction.

Les caractéristiques du biplan actuel sont les suivantes :

Cellule principale.	{	Voilure supérieure. . . . .	15,60 × 2,00 m
		Voilure inférieure . . . . .	11,50 × 2,00
		Ecartement des deux plans. . .	2,00
Queue.	{	Voilure supérieure. . . . .	3,80 × 2,00
		Voilure inférieure . . . . .	2,70 × 2,00
		Ecartement des deux plans. . . . .	1,50

La surface portante de la cellule, déduction faite des évidements et arrondis, est de 49,2 m<sup>2</sup>; celle de la queue est, après des déductions analogues, 11,20 m<sup>2</sup>.

*Poids.* — Les poids se décomposent ainsi :

Appareil et groupe moto-propulseur. . . . .	500 kg
Approvisionnement pour 5 heures. . . . .	155
Pilote. . . . .	75
Total. . . . .	730 kg

Ce poids total est porté au maximum à 800 kg, par l'addition du poids d'un passager aux poids précédents.

*Groupe moto-propulseur.* — Le moteur est un 70 ch-Renault; l'hélice est semblable à notre hélice n° 23 de Chauvière. Elle a un diamètre de 2,90 m. Son rendement maximum dépasse 0,70, ce qui fait que l'on peut compter sur une puissance utile de 50 ch.

*Equilibre et stabilité.* — Les faisceaux des résultantes de la planche XV, sur lesquels nous avons reporté la position du centre de gravité G de l'appareil, montrent que la seule position du gouvernail pour laquelle l'équilibre est possible, est la position C. La stabilité est alors faible, et

l'équilibre est presque indifférent. Il est vrai que dans le biplan M. Farman, le vent relatif de l'hélice souffle directement sur l'empennage, aussi ne doit-on pas considérer ces conclusions comme trop absolues.

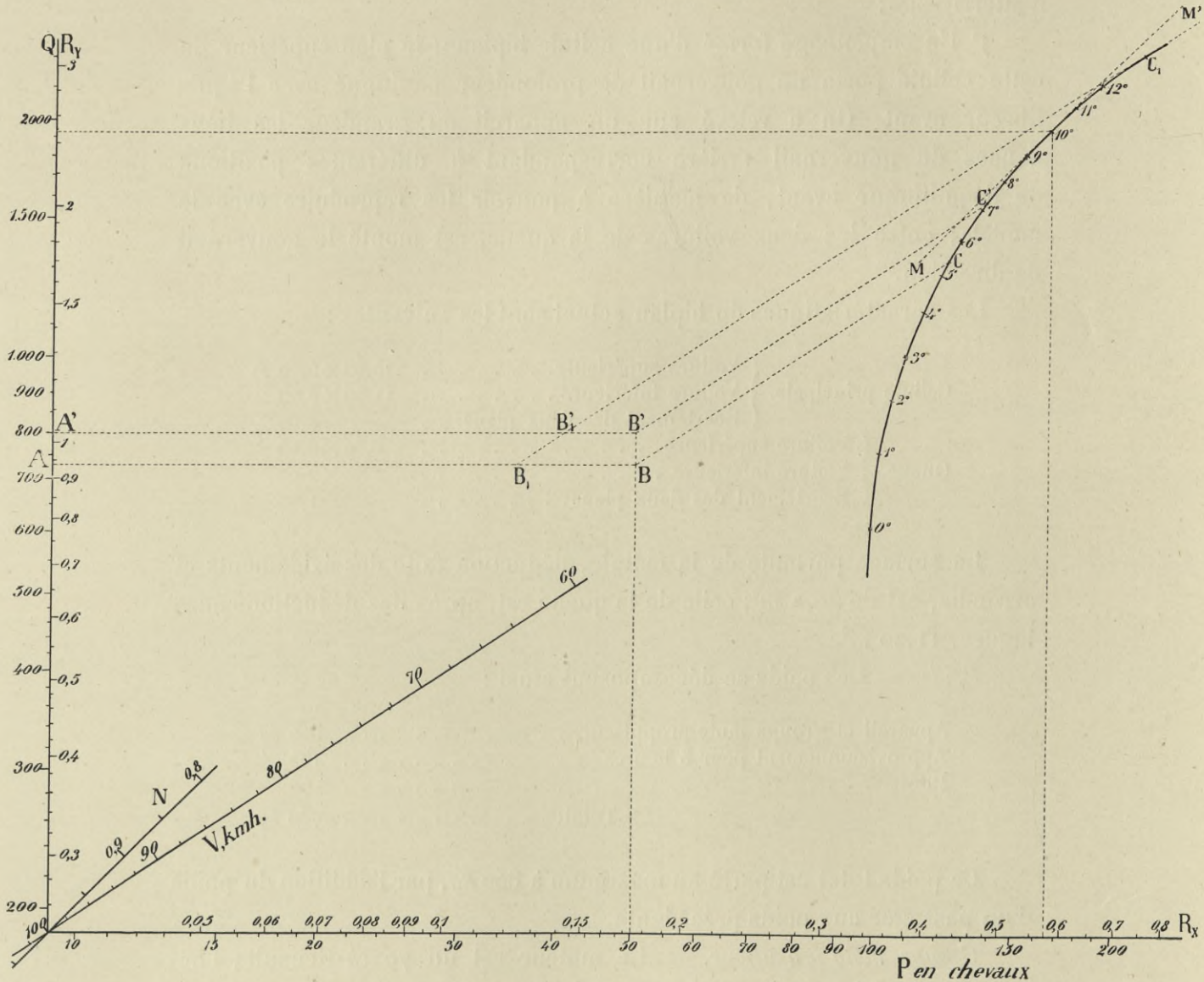


FIG. 163. — Polaire logarithmique du biplan M. Farman.

*Examen des régimes du vol.* — La polaire logarithmique de la figure 163 réunit les résultats que nous avons obtenus avec la position C.

Menons par les points  $Q = 730 \text{ kg}$  et  $Q = 800 \text{ kg}$ , deux parallèles à l'axe des P.

Si nous portons  $AB = A'B' = 50 \text{ ch}$ , on voit que la vitesse

maximum que pourra réaliser l'appareil sera, pour  $Q = 730 \text{ kg}$ ,

$$V = BC = 74 \text{ km/h avec une incidence } i = 5^{\circ},4 \text{ (1),}$$

et pour  $Q = 800 \text{ kg}$ ,

$$V' = B'C' = 72 \text{ km/h avec une incidence } i = 7^{\circ},2.$$

Dans le premier cas, la puissance minimum  $AB_1$  est  $35 \text{ ch}$ , et la vitesse économique  $B_1C_1$  est  $54 \text{ km/h}$ ; dans le deuxième, la puissance minimum  $A'B'_1$  est  $40,2 \text{ ch}$ , et la vitesse économique,  $B'_1C_1$ ,  $57 \text{ km/h}$ . L'angle économique est  $13^{\circ}$ .

Avec un appareil de  $730 \text{ kg}$ , l'excès de puissance est donc de  $15 \text{ ch}$ , et avec un appareil de  $800 \text{ kg}$ , de  $10 \text{ ch}$  environ.

Ces excès de puissance utilisés intégralement pour s'élever, permettraient des vitesses d'ascension

$$v = \frac{15 \times 75}{730} = 1,54 \text{ m/sec pour l'appareil de } 730 \text{ kg}$$

$$v = \frac{10 \times 75}{800} = 0,94 \text{ m/sec pour l'appareil de } 800 \text{ kg}$$

correspondant à des élévations de  $462 \text{ m}$  et de  $280 \text{ m}$  en cinq minutes.

*Angle de planement.* — La pente minimum de planement, réalisée à l'incidence  $i = 10^{\circ}$ , pour laquelle la tangente  $MM'$  à la polaire est inclinée à  $45^{\circ}$ , est égale à la valeur de  $\frac{R_x}{R_y}$  à cette incidence. Cette pente est ici de  $0,225$ , elle correspond à un angle  $\theta = 12^{\circ},7$ .

*Comparaison de nos résultats et de ceux obtenus en vol par MM. Toussaint et Lepère sur un appareil M. Farman.* — MM. Toussaint et Lepère rendent compte avec beaucoup de détails, dans le *Bulletin de l'Institut Aérotechnique de Saint-Cyr* (fascicule III, p. 123), des mesures qu'ils ont faites en vol sur un appareil M. Farman semblable à celui dont nous avons ici étudié un modèle.

Leurs expériences comportaient l'emploi de trois enregistreurs :

a) *Un enregistreur de la vitesse relative* de l'aéroplane par rapport à l'air.

(1) M. M. Farman nous a informé qu'avec 3 heures d'essence et d'huile comme approvisionnement, ce qui réduit le poids de  $60$  à  $65 \text{ kg}$  environ, la vitesse atteinte dans des essais de réception à Chalais-Meudon, oscillait entre  $82$  et  $85 \text{ km/h}$ .

b) *Un clinomètre enregistreur*, donnant l'inclinaison longitudinale de l'aéroplane par rapport à l'horizontale.

c) *Un altimètre enregistreur*, donnant l'altitude jusqu'à 500 m.

Les trois appareils sont munis de cylindres à déroulement en vingt-six minutes. Afin de les soustraire aux vibrations produites par le moteur et par le roulement sur le sol, on les a suspendus élastiquement dans des cadres en bois fixés rigidement à l'aéroplane.

Ces enregistreurs ne permettent aucune mesure de la puissance en

vol. MM. Toussaint et Lepère ont pu avoir, cependant, des mesures de résistance à l'avancement de l'appareil en utilisant le vol plané. Si  $\theta$  est l'angle de descente et  $Q$  le poids de l'appareil, la résistance à l'avancement est équilibrée par  $Q \sin \theta$ . Il est donc possible de la connaître.

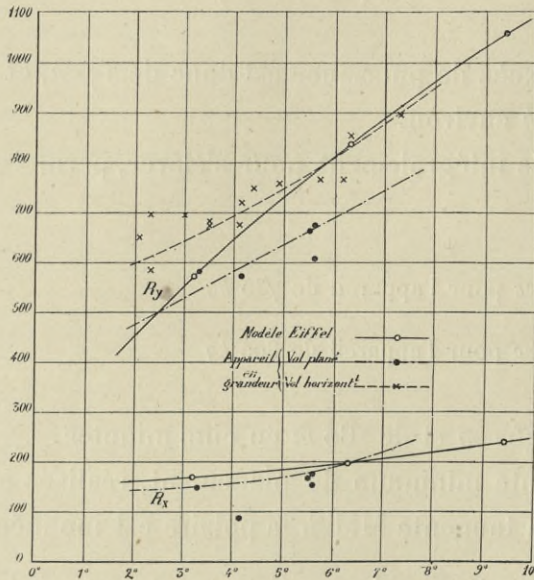


FIG. 164. — Comparaison des résultats obtenus avec le modèle M. Farman et de ceux déduits des expériences en vol de MM. Toussaint et Lepère.

Le diagramme de la figure 164 donne la comparaison de nos résultats, pour la position C du gouvernail de profondeur, aux  $R_x$  et  $R_y$  que nous avons déduits des chiffres obtenus par MM. Toussaint et Lepère. Les écarts individuels que l'on re-

lève dans les expériences de MM. Toussaint et Lepère montrent bien les grandes difficultés que l'on rencontre dans la réalisation des expériences précises en vol.

Dans les régions où ces écarts individuels sont les plus faibles, la moyenne des valeurs obtenues diffère peu des résultats donnés dans l'essai du modèle.

En somme, ces comparaisons sont une nouvelle preuve que les résultats des essais sur les modèles conservent leur rôle capital dans tout avant-projet d'aéroplane.

## BIPLAN BRÉGUET.

Le modèle du biplan Bréguet que nous avons essayé est représenté figure 165 et Planche XVI. C'est un modèle au  $\frac{1}{15}$  du biplace bien connu de M. Bréguet. Comme l'on sait, cet avion possède une grande cellule portante constituée par deux ailes inégales, l'aile supérieure étant celle de

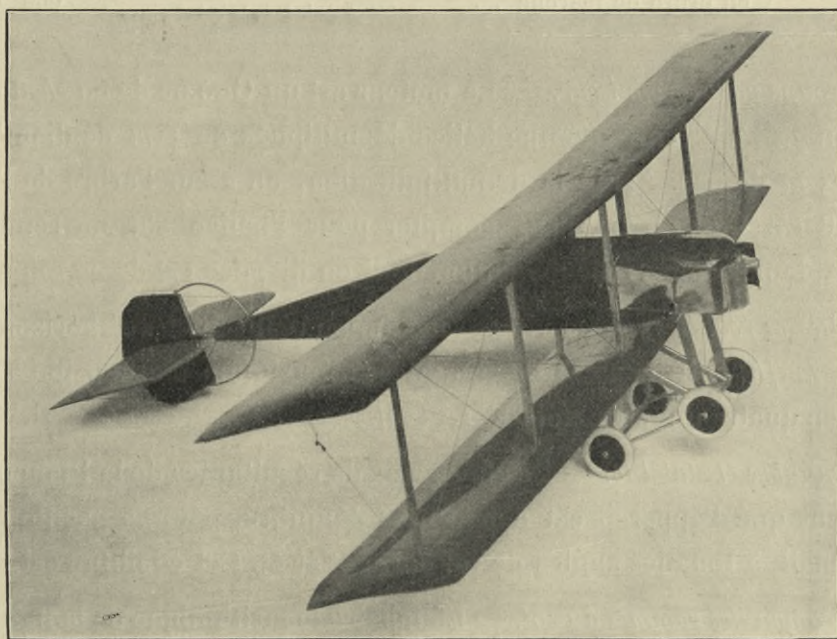


FIG. 165. — *Modèle du biplan Bréguet.*

plus grande envergure. Leur profil est celui de l'aile n° 33 dont nous avons parlé aux chapitres IV et V.

Une seule ligne de montants maintient ces ailes, qui peuvent pivoter autour d'un tube formant longeron et réunissant les montants. Cela permet aux ailes de s'effacer en régime accéléré; cela permet aussi de les replier en les appliquant contre les montants pour faciliter le transport de l'appareil sur route.

Le fuselage, très bien étudié au point de vue de la résistance à l'avancement, porte le groupe moto-propulseur, le pilote et la queue.

Les principales caractéristiques du biplace Bréguet sont les suivantes :

Voilure supérieure . . . . .	14,0 × 1,50 m
Voilure inférieure . . . . .	11,85 × 1,5 m
Surface portante totale (en tenant compte des arrondis).	36 m <sup>2</sup>
Ecartement des deux voilures. . . . .	2 m
Longueur de l'appareil . . . . .	9,0 m
Surface de l'équilibreur mobile. . . . .	4,7 m <sup>2</sup>
Ecartement de l'équilibreur et des voilures principales. .	4,3 m
Poids { à vide . . . . .	627 kg
{ utile . . . . .	275 »
{ en ordre de marche . . . . .	902 »

*Groupe moto-propulseur.* — Le moteur est un Gnôme de 80 ch donnant au frein 72 ch. Il entraîne une hélice démultipliée de 3 m de diamètre et de 2,75 m de pas. Après la démultiplication, on a sur l'arbre de l'hélice 67 à 68 ch. Comme on peut compter pour l'hélice sur un rendement de 0,72, la puissance utile maximum dont on dispose est de 49 ch environ.

*Vitesses réalisées.* — La vitesse maximum réalisée en vol horizontal est de 93,5 km/h, soit de 26 m/sec. La vitesse maximum d'ascension a été de 300 m en quatre minutes, soit de 1,25 m/sec.

*Equilibre et stabilité.* — Les faisceaux de résultantes de la Planche XVI montrent que l'appareil est à peu près équilibré, pour la position A du gouvernail, à tous les angles de vol entre 0° et 6°. Cet équilibre est stable.

*Examen des régimes du vol.* — La polaire logarithmique de la figure 166 représente les résultats obtenus avec la position A du gouvernail de profondeur. On voit, par le tracé ABC où OA = 900 kg, AB = 49 ch (puissance utile maximum) que la vitesse maximum BC, en vol horizontal, est 94 km/h, nombre très voisin de la vitesse de 93,5 km/h indiquée par M. Louis Bréguet.

La tangente B<sub>1</sub>B<sub>1</sub>' à la polaire, parallèle à l'axe des V, montre que la puissance minimum AB<sub>1</sub> est de 36 ch. L'angle économique est 9°5 environ et la vitesse économique, 70 km/h.

L'excès de puissance utile est de 13 ch. Il permet à l'appareil de s'élever avec une vitesse maximum :

$$v = \frac{13 \times 75}{900} = 1,08 \text{ m/sec.}$$

La hauteur atteinte serait de 260 m en quatre minutes ; elle est à quelques p. 100 près celle indiquée par le constructeur.

Application au triplace Bréguet. — Avec le même appareil, muni d'un

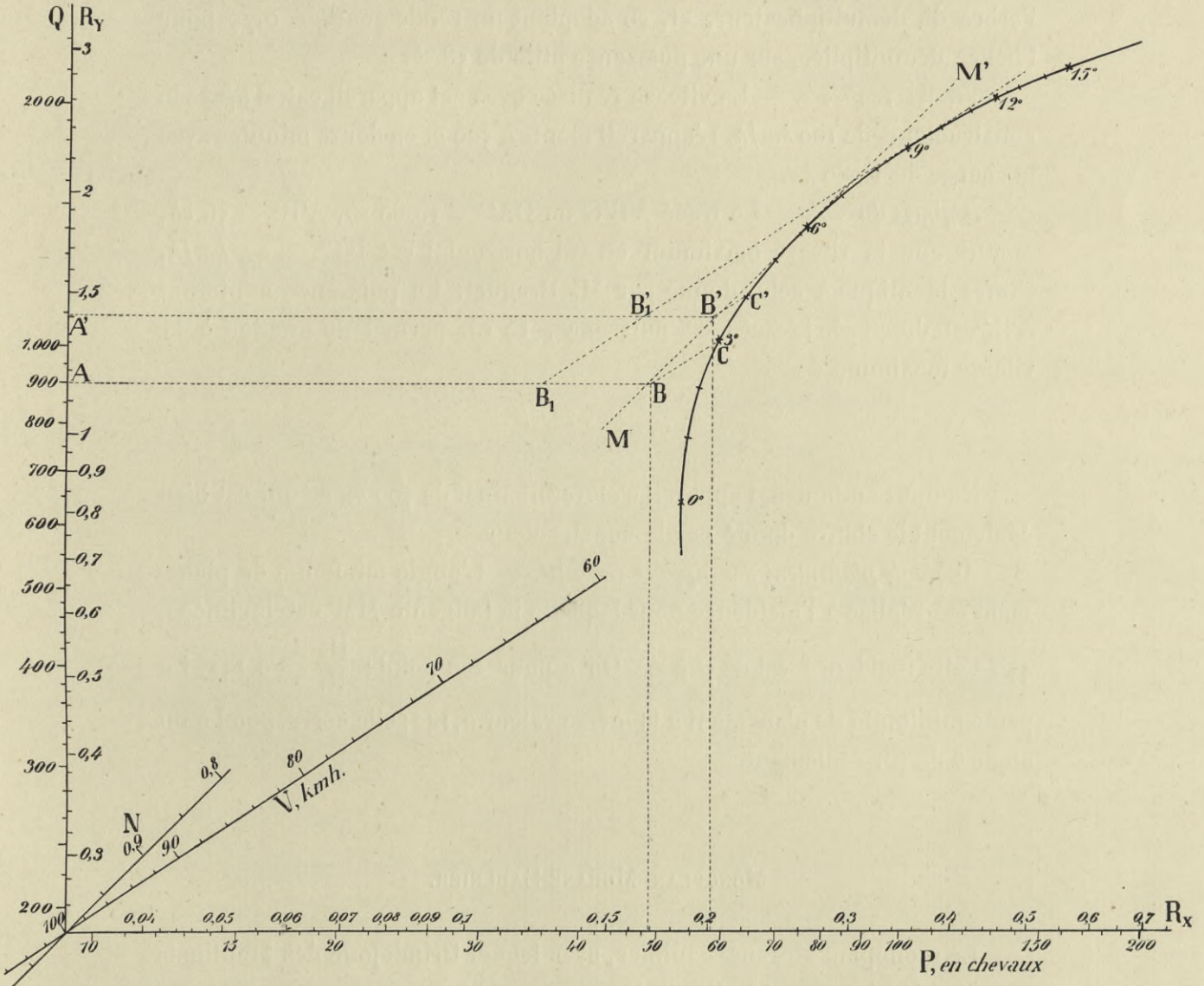


FIG. 166. — Polaire logarithmique du biplan Bréguet.

moteur de 100 ch, M. Bréguet réalise un appareil triplace dont les caractéristiques diffèrent de celles du biplace par les points suivants :

Poids à vide . . . . .	680 kg
— utile . . . . .	400
Poids en ordre de marche . . . . .	1.080 kg



*Groupe moto-propulseur.* — Le moteur est un Gnôme de 100 ch donnant 85 ch au frein.

Il entraîne une hélice démultipliée. On peut compter sur 78 ch sur l'arbre du démultiplicateur, et, en adoptant un rendement de 0,75 pour l'hélice démultipliée, sur une puissance utile de 58 ch.

*Vitesses réalisées.* — La vitesse réalisée avec cet appareil est, d'après le constructeur, de 100 km/h. L'appareil monte à 500 m en douze minutes avec la charge de 1.080 kg.

*Régimes du vol.* — Le tracé A'B'C' où OA' = 1.080 kg, A'B' = 58 ch, montre que la vitesse maximum en vol horizontal est B'C' = 97 km/h, chiffre identique à celui donné par M. Bréguet. La puissance minimum A'B<sub>1</sub>' est de 48 ch. L'excès de puissance, 10 ch, permet de monter à la vitesse maximum de

$$\frac{10 \times 75}{1.080} = 0,70 \text{ m/sec.}$$

En douze minutes, l'appareil s'élèverait ainsi de 500 m, ce qui est bien également le chiffre donné par le constructeur.

*Angle de planement des biplans Bréguet.* — L'angle minimum de planement est réalisé à l'incidence pour laquelle la tangente MM' est inclinée à 45°. Cette incidence est de 5° à 6°. On a pour ces points  $\frac{R_x}{R_y} = 0,142$ . La pente minimum de planement a la même valeur 0,142; elle correspond à un angle  $\theta$  de 8°1 seulement.

#### MONOPLAN MORANE-SAULNIER.

Le monoplan Morane-Saulnier, avec lequel Brindejone des Moulinais a remporté récemment la Coupe Pommery, est trop connu pour que nous le décrivions longuement ici. Son modèle au  $\frac{1}{10}$  est d'ailleurs représenté Planche XVII et figure 167. On voit que cet avion est parfaitement fuselé. L'appareil n'a pas d'empennage fixe, le gouvernail de profondeur suffit pour assurer la stabilité. Le moteur Gnôme est placé en porte à faux à l'avant et est presque entièrement dissimulé par un capot en aluminium.

Les principales caractéristiques de l'appareil dont nous avons étudié le modèle sont les suivantes :

Envergure moyenne . . . . .	9,50 m
Profondeur des ailes . . . . .	1,80 m
Surface portante (en tenant compte des arrondis) . . . . .	16,00 m <sup>2</sup>
Poids de l'appareil à vide . . . . .	300 kg
— de l'essence et de l'huile (pleine charge) . . . . .	100 »
— du pilote . . . . .	75 »
Poids de l'appareil en ordre de marche avec un pilote . . . . .	475 kg
Poids de l'appareil en ordre de marche avec un pilote et un passager . . . . .	550 kg

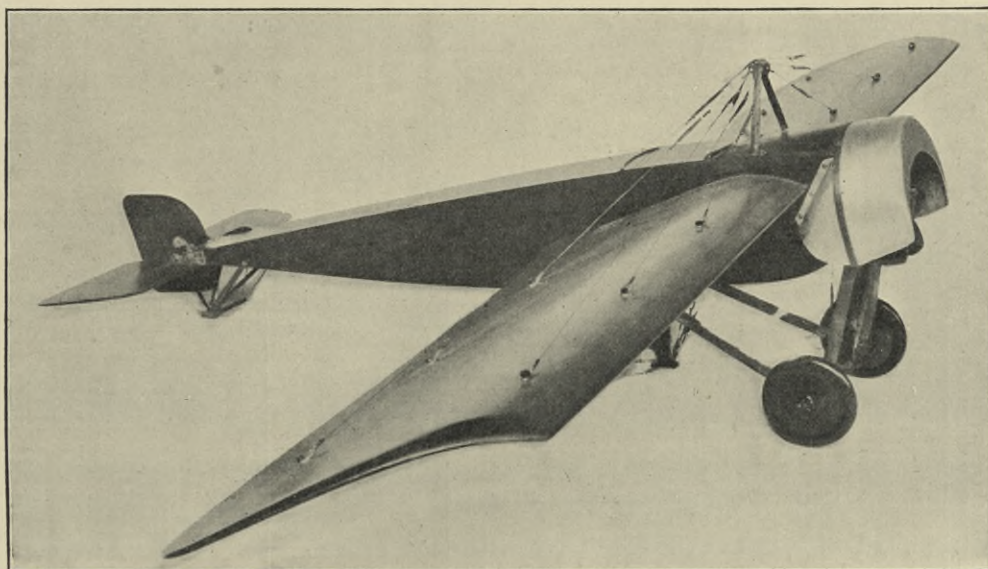


FIG. 167. — Modèle du monoplan Morane-Saulnier.

*Groupe moto-propulseur.* — Le moteur est un Gnôme de 80 ch donnant 72 ch au frein et entraînant en prise directe une hélice Chauvière de 2,50 m de diamètre et de 1,80 m de pas. On peut compter sur un rendement d'hélice de 0,70, c'est-à-dire finalement sur une puissance utile de 50 ch.

*Vitesse en vol horizontal.* — Avec un pilote, la vitesse maximum du Morane-Saulnier en vol horizontal est de 126 km/h, elle est encore de 120 km/h avec un pilote et un passager.

*Equilibre et stabilité.* — Nous avons étudié le modèle pour trois positions A, B, C du gouvernail de profondeur. Ces positions sont reportées sur les faisceaux des résultantes de la Planche XVII où nous avons fait également figurer le centre de gravité. On voit que pour la position C du

gouvernail, l'appareil est à peu près équilibré aux angles de 0 à 9°; pour la position B, l'appareil est équilibré à l'angle de 12° environ et pour la position A, à 15°. Ces faisceaux sont tous stables.

*Examen des régimes du vol.* — La polaire logarithmique de la figure 168 représente nos résultats obtenus à 3°, dans la position C, ceux obtenus

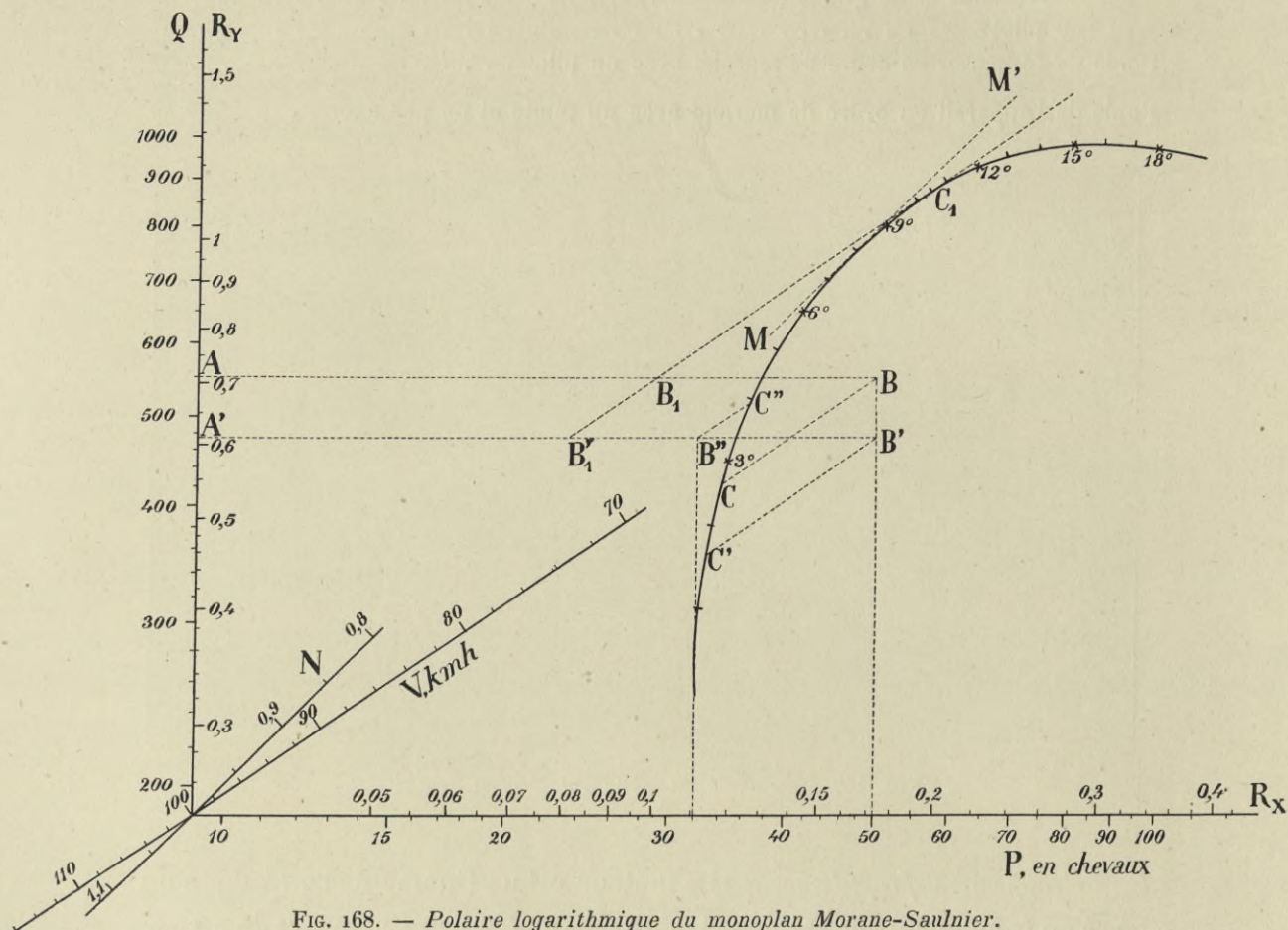


FIG. 168. — Polaire logarithmique du monoplane Morane-Saulnier.

à 11° dans la position B, et ceux obtenus à 14° dans la position A.

Dans la première hypothèse, où l'appareil pèse en ordre de marche 475 kg et dispose d'une puissance utile de 50 ch, on voit par le tracé A'B'C' que la vitesse maximum B'C' en vol horizontal est de 116 km/h.

La puissance minimum A'B' (B<sub>1</sub>B<sub>1</sub> tangente à la polaire parallèle à l'axe des V) est de 23 ch seulement. L'angle correspondant est 10°,5 et la vitesse économique B'<sub>1</sub>C<sub>1</sub> de 74 km/h.

L'excès de puissance est très important : 27 ch, et permet à l'appareil

de s'élever à de très hautes altitudes comme l'ont montré d'ailleurs les vols de Garros (5.610 m) et Gilbert (5.795 m).

Dans la deuxième hypothèse, où l'appareil pèse 550 kg, le tracé ABC montre que la vitesse maximum BC est de 114 km/h.

La puissance minimum est  $AB_1 = 29 \text{ ch}$ , la vitesse économique 80 km/h et l'incidence correspondante est la même que précédemment :  $10^\circ 5$ .

L'excès de puissance est encore de 21 ch; il permettrait à l'avion de s'élever avec une vitesse d'ascension de :

$$\frac{21 \times 75}{550} = 2,85 \text{ m/sec.}$$

c'est-à-dire d'atteindre en moins de trois minutes l'altitude de 500 m (1).

Le même appareil Morane-Saulnier vole aussi avec un Gnôme de 50 ch donnant suivant l'axe de l'hélice 32 ch environ de puissance utile. La vitesse de l'appareil dans ces conditions n'a pas été chronométrée. Le poids de l'appareil est alors voisin de 475 kg.

On voit par le tracé A'B''C'' que la vitesse maximum B''C'' en vol horizontal serait de 96 km/h et l'incidence  $4^\circ$  (2). La puissance minimum A'B'\_1 est de 23 ch et l'excès de puissance 9 ch permettrait à l'appareil de s'élever avec une vitesse de  $\frac{9 \times 75}{475} = 1,40 \text{ m/sec}$ .

*Angle de planement des appareils Morane-Saulnier.* — La tangente MM', inclinée à  $45^\circ$ , donne  $i = 8^\circ$  pour valeur de l'incidence correspondant au minimum de l'effort de traction. A cet angle, correspond  $\frac{R_x}{R_v} = 0,17$ . L'angle minimum de planement, qui a pour tangente 0,17, est de  $9^\circ 6$  environ.

(1) M. Saulnier nous indique que, pendant des essais de réception pour l'Armée française, cet appareil de 550 kg est monté à 1.000 m en 5 minutes 55 secondes, correspondant à 500 m en 2 minutes 20 secondes.

(2) M. Saulnier nous fait observer que pour ce même appareil, avec un moteur le Rhône de 50 à 60 chevaux, la vitesse réalisée est de 110 à 115 km/h.

## MONOPLAN DE M. LOUIS PARIS.

M. Louis Paris nous a proposé l'essai d'un modèle au  $\frac{1}{15}$  d'un monoplan qui présente plusieurs particularités très intéressantes qui rendraient désirable sa construction. Le modèle est représenté Planche XVIII et figure 169.

Les incidences des divers éléments de l'aile diminuent régulièrement

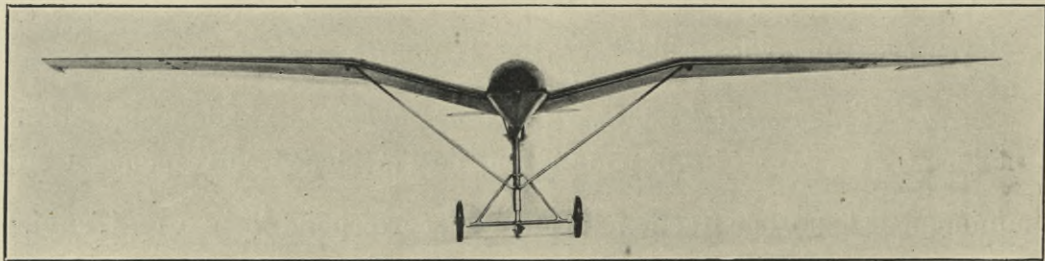
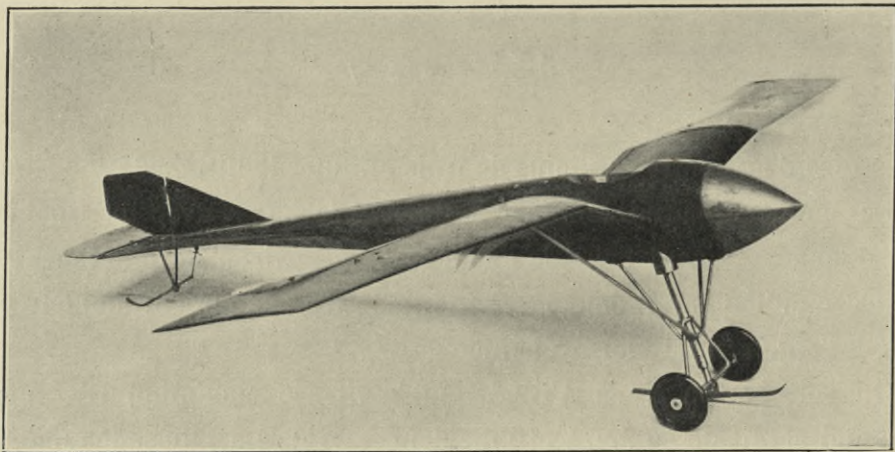


FIG. 169. — *Modèle du monoplan Louis Paris.*

de  $3^{\circ}6$  à  $0^{\circ}$  depuis le fuselage jusqu'aux bords latéraux. M. Paris a pensé résoudre ainsi, avec une aile gauche, le problème d'un avion à surface portante variable. En effet, l'inclinaison des éléments des bords latéraux des ailes est telle que ces éléments ne portent rien en vol normal. La surface portante est donc réduite d'autant, ce qui permet à l'avion d'atteindre une grande vitesse en vol horizontal. A l'atterrissage, au contraire, ou au moment où l'appareil décolle du sol, l'incidence générale du système augmente et les éléments des bords latéraux des ailes font

alors un angle positif avec la vitesse relative et contribuent à la sustentation, ce qui réduit la vitesse à l'atterrissage ou à l'envol.

Nous avons essayé au laboratoire du Champ-de-Mars des ailes analogues de M. R. Mallet; ces ailes à incidence variable ont de plus, comme nous l'avons montré alors, l'avantage d'être longitudinalement stables par elles-mêmes.

Dans l'avion projeté par M. Paris, l'aviateur, le moteur, les réservoirs sont enfermés dans le fuselage. Le châssis d'atterrissage qui, outre son train amortisseur, comporte un frein extrêmement puissant, est réduit à sa plus simple expression et ne comprend que quelques tubes d'acier; les haubans enfin sont complètement supprimés, grâce à l'emploi de poutres métalliques logées dans l'intérieur des ailes.

Ces divers perfectionnements devaient se traduire par une forte réduction de la résistance à l'avancement de l'appareil, comme les essais l'ont confirmé. L'avion définitif aura pour caractéristiques principales :

Envergure . . . . .	12,80 m
Longueur . . . . .	8,25 m
Surface des ailes . . . . .	16,00 m <sup>2</sup>
Poids { à vide . . . . .	300 kg
en ordre de marche . . . . .	500

Le moteur sera un moteur de 60 *ch*, permettant de compter sur une puissance utile disponible, suivant l'axe de l'hélice, d'au moins 36 *ch* (rendement de l'hélice et des transmissions 0,60).

Le centre de gravité de l'appareil se trouve sur l'axe de l'hélice à 1,75 m environ en arrière de la pointe avant du fuselage. Il est reporté en G sur les épures des faisceaux de résultantes de la Planche XVIII.

*Résultats des essais.* — Les essais ont été faits en donnant successivement au gouvernail de profondeur trois positions A, B, C.

Dans la position B, le gouvernail était dans le prolongement de l'empennage. Dans la position A il était relevé et dans la position C abaissé par rapport à ce même empennage. L'écart angulaire des deux positions A et C est de 25° environ.

Les courbes des  $\frac{R_x}{R_y}$  de la Planche XVIII montrent que cet appareil a une résistance relative excessivement faible, puisque le rapport minimum  $\frac{R_x}{R_y}$  est de 0,12 seulement pour les positions B et C.

*Equilibre et stabilité.* — Les faisceaux des résultantes sur lesquels est reporté le centre de gravité G montrent que dans la position A, l'appareil ne serait équilibré que pour un angle supérieur à  $15^\circ$ ; pour la position B, l'angle de vol et d'équilibre serait de  $7^\circ$  environ et, pour la position C,  $3^\circ$ .

Tous les faisceaux sont stables par rapport au centre de gravité. Le faisceau C conserve même, malgré la position nettement à la descente du

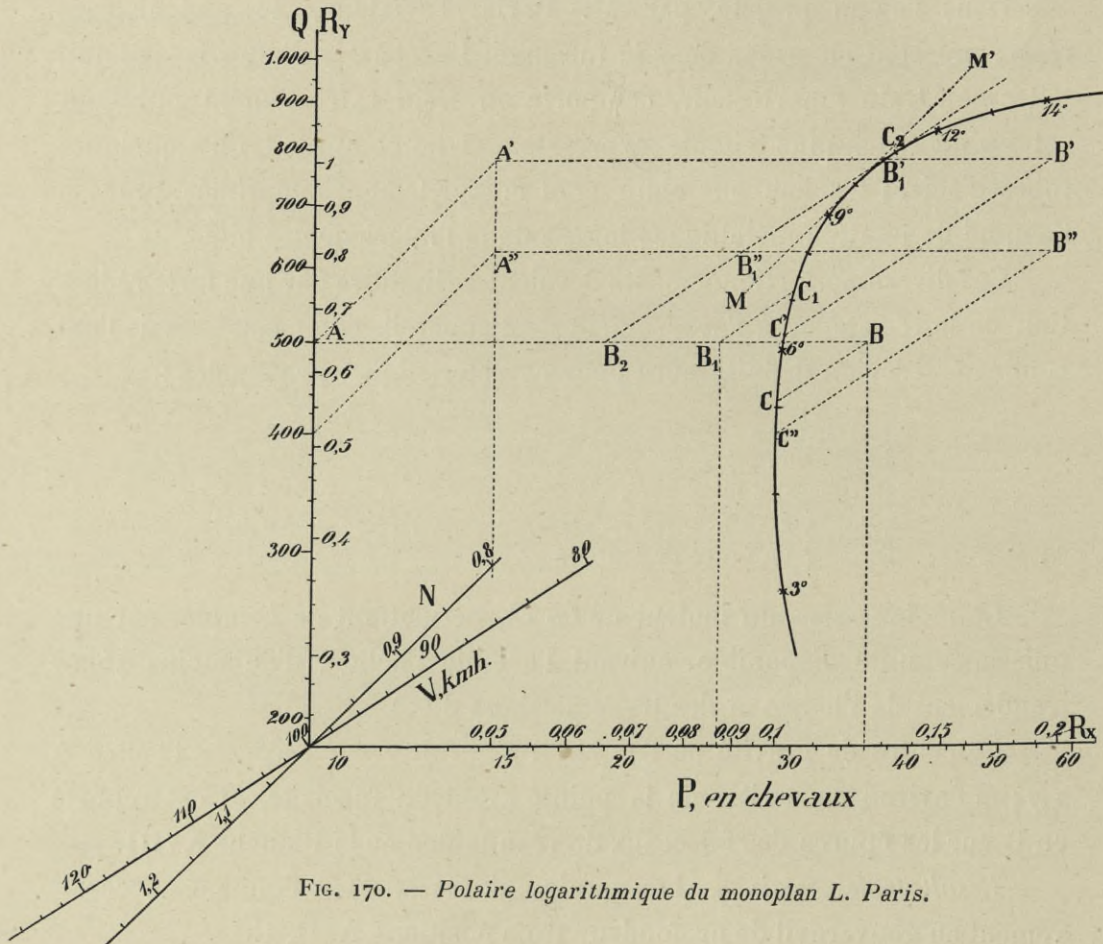


FIG. 170. — Polaire logarithmique du monoplan L. Paris.

gouvernail, une stabilité assez grande. Cela tient sans doute aux incidences variables des diverses sections de l'aile.

*Examen des régimes de vol.* — La polaire logarithmique de l'avion est représentée figure 170. Nous l'avons tracée en réunissant le point  $3^\circ$  de la position C, les points  $6^\circ$ ,  $9^\circ$ ,  $12^\circ$  de la position B et le point  $15^\circ$  de la position A. On trouvera tous les résultats numériques des essais dans l'Atlas.

Nous avons vu que l'appareil pèserait en ordre de marche  $500 \text{ kg}$  et

que le groupe moto-propulseur développerait une puissance utile de 36 *ch* environ.

1° On voit immédiatement quelle vitesse maximum horizontale pourrait réaliser l'appareil s'il absorbait de ce fait toute la puissance utile disponible de 36 *ch*. On lit (tracé A B C, où AB 36 *ch*) :

$$BC = 108 \text{ km, h environ.}$$

2° Supposons que le pilote veuille monter de 500 *m* en cinq minutes, soit de 1,67 *m* par seconde : il absorbera pour s'élever une puissance utile de

$$\frac{500 \times 1,67}{75} = 11 \text{ ch environ.}$$

Il lui restera une puissance disponible de 25 *ch* qui lui permettra une vitesse de 94 *km/h* ( $AB_1 = 25 \text{ ch}$ ). L'incidence de vol sera d'environ 7°2.

Comme l'appareil avancera le long de sa trajectoire de 94 *km* à l'heure, soit de 26,10 *m* par seconde et que, pendant une seconde, il s'élèvera d'autre part de 1,67 *m*, la pente de sa trajectoire sera :

$$\frac{1,67}{26,10} = 6,4 \text{ p. 100.}$$

3° Le régime économique de l'appareil est donné par la tangente B<sub>2</sub>C<sub>2</sub> parallèle à l'axe des V. Il correspond à l'incidence de 11°0 environ. On a pour cette incidence : puissance minimum AB<sub>2</sub> = 19 *ch* environ ; vitesse correspondante B<sub>2</sub>C<sub>2</sub> = 79 *km/h*. Il reste donc, à ce régime, une réserve de puissance disponible de 17 *ch*.

Si l'appareil utilisait tout cet excès de puissance pour la montée, sa vitesse verticale d'ascension serait :

$$\frac{17 \times 75}{500} = 2,55 \text{ m/sec.}$$

L'appareil s'élèverait donc de 760 *m* en cinq minutes.

4° Supposons que l'on veuille changer l'échelle de l'appareil définitif et en construire un qui soit les 0,8 du premier avion prévu. Dans une première hypothèse nous admettrons que le poids, en ordre de marche, de 500 *kg* n'a pas varié.

Il faut, pour étudier le fonctionnement du nouvel avion, transporter l'origine des segments P, V, Q (voir page 71) au point N = 0,8. Si nous



supposons que la puissance utile maximum n'a pas varié, on voit par le tracé A'B'C' que la vitesse horizontale maximum deviendra B'C' = 124 km/h et l'angle de vol 6°3 environ.

La puissance utile minimum est A'B' = 24 ch et l'excès de puissance 12 ch.

5° Si, comme il est naturel de le faire, on suppose que le poids en ordre de marche de l'avion a diminué à mesure que l'on réduisait ses dimensions et a passé à 400 kg, le tracé A''B''C'' montre que la vitesse maximum B''C'' sera 125 km/h et l'angle de vol 4°6. Le segment A''B''<sub>1</sub> qui mesure la puissance utile minimum donne pour valeur de cette puissance 20 ch environ. L'excès de puissance est alors de 15 ch.

*Angle de planement.* — L'angle minimum de planement est réalisé à l'incidence pour laquelle la tangente MM' à la polaire est inclinée à 45°. Cette incidence est 10°. On a pour ce point  $\frac{R_x}{R_y} = 0,118$ . La pente minimum de planement est donc de 0,118; elle correspond à un angle de 6°7.

#### MONOPLAN TATIN N° 4.

Le regretté V. Tatin, dont nous avons déjà essayé un modèle d'avion

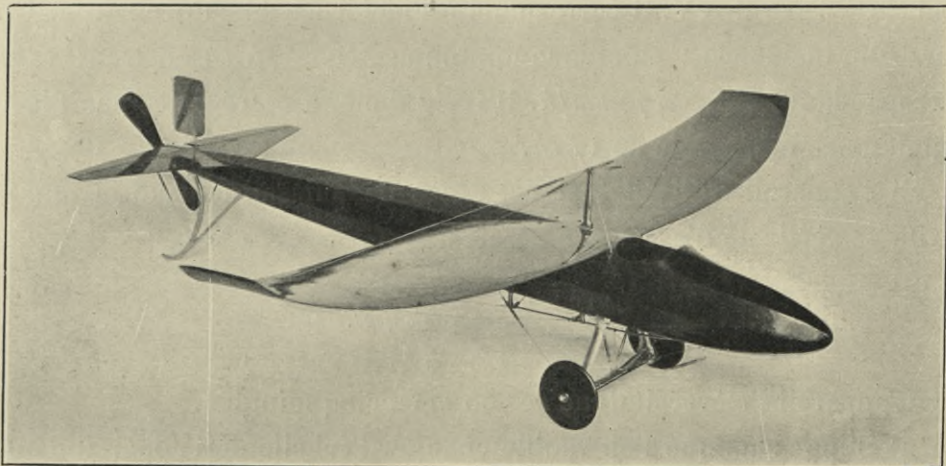


FIG. 171. — Modèle de l'aéro-torpille n° 4 de Tatin.

au Champ-de-Mars (voir la *Résistance de l'Air et l'Aviation*, — 1911, page 196), nous a proposé l'essai d'un nouveau modèle au  $\frac{1}{10}$ , d'un petit

monoplan, qu'il dénommait aéro-torpille n° 4, et qui devait être capable d'enlever un pilote avec la moindre puissance possible.

L'avion devait avoir 7,20 m d'envergure et 7,04 m de profondeur.

La surface portante était de 9 m<sup>2</sup> environ.

Les poids prévus par M. Tatin pour les différentes parties de son appareil étaient les suivants :

Corps principal (fuselage) . . . . .	22 kg
Gouvernails, horizontal et vertical . . . . .	6
Ailes avec leurs haubans . . . . .	15
Chariot d'atterrissage . . . . .	10
Arbre et hélice (5 + 2) . . . . .	7
Entoilage : 30 m <sup>2</sup> × 0,200 kg. . . . .	6
Réservoirs. . . . .	5
Béquille arrière. . . . .	1
Poids de l'appareil nu. . . . .	72 kg
Moteur. . . . .	20
Montage du moteur . . . . .	5
Pilote . . . . .	70
Essence : 12 litres + huile : 4 litres . . . . .	13
Poids total en ordre de marche. . . . .	180 kg

Dans ses prévisions, M. Tatin comptait pouvoir enlever ce poids avec un moteur d'une puissance de 9 à 10 ch environ. Il avait prévu une hélice dont nous avons essayé ici un modèle au  $\frac{1}{2}$  et qui nous a donné un rendement de 0,80. M. Tatin comptait donc sur une puissance utile de 7,5 ch environ.

Le modèle est représenté figure 171 et Planche XIX.

Nous n'avons pas de données sur la position exacte du centre de gravité; le faisceau des résultantes est certainement stable.

La courbe des  $\frac{R_x}{R_y}$  (voir Pl. XIX) atteint pour la vitesse d'essai de 28 m/sec = 100 km/h un minimum très bas, 0,134 à 6° environ. Elle présente d'ailleurs un assez long palier entre 4° et 9°.

La polaire logarithmique de la figure 172 montre par le tracé ABC (A correspond à 180 kg, AB = 7,5 ch) que le vol est possible. La vitesse BC est de 83 km/h et l'angle de vol, 6° environ.

La puissance utile minimum pour voler est AB' = 6,5 ch, de telle sorte que, dans les conditions les plus favorables, il resterait un excédent

de puissance utile de 1 *ch* pour s'élever. La vitesse maximum d'ascension  $v$  serait :

$$180 \times v = 75 \text{ kg m/sec.}$$

D'où :

$$v = 0,416 \text{ m/sec,}$$

soit de 150 *m* en cinq minutes.

Les poids prévus par M. Tatin étant excessivement faibles, il est

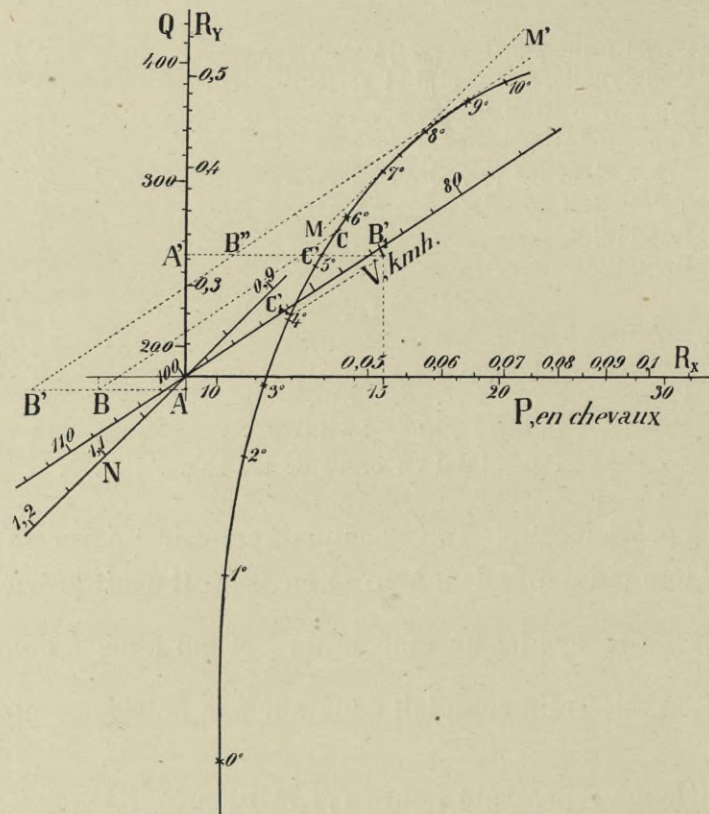


FIG. 172. — Polaire logarithmique de l'aéro-torpille n° 4 de Tatin.

prudent de prévoir les caractéristiques du vol en admettant que le poids de l'appareil soit porté à 250 *kg* en ordre de marche; la polaire montre que, dans ce cas, la puissance utile minimum doit être  $A'B'' = 10,5 \text{ ch}$ . En prévoyant un excès de puissance utile de 4,5 *ch*, on arriverait ainsi à une puissance utile totale de 15 *ch*. On obtiendrait alors une vitesse maximum d'ascension égale à  $\frac{4,5 \times 75}{250} = 1,35 \text{ m/sec}$  qui permettrait de s'élever de 400 *m* environ en cinq minutes. En vol horizontal, la vitesse maximum serait  $B'_1C'_1 = 108 \text{ km/h}$ .

*Angle de planement.* — La pente minimum de planement, réalisée à l'incidence  $i = 7^{\circ},4$  pour laquelle la tangente  $MM'$  à la polaire est inclinée à  $45^{\circ}$ , est égale à la valeur de  $\frac{R_x}{R_y}$  à cette incidence. Cette pente est ici de  $0,132$ ; elle correspond à un angle  $\theta = 7^{\circ},5$ .

## MONOPLAN BRISTOL.

M. Coanda, Ingénieur en chef de la maison Bristol, a fait essayer au laboratoire un modèle au  $\frac{1}{14}$ , représenté Planche XX et figure 173, d'un monoplan type Canard, où les voilures sont décalées de  $4^{\circ}$ . Les ailes sont

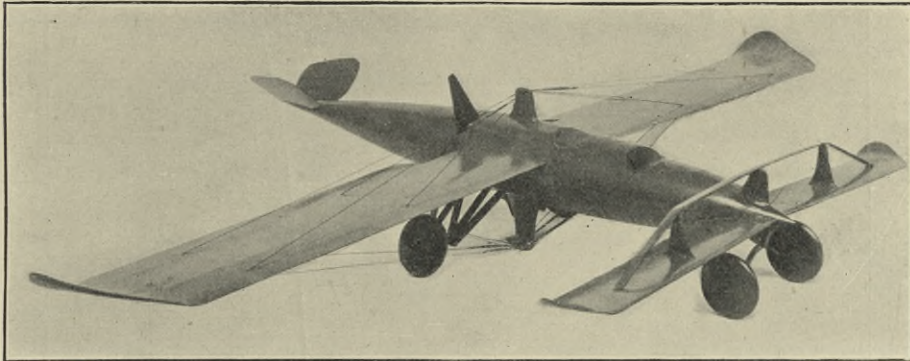


FIG. 173. — Modèle du monoplan Bristol.

montées sur un long fuselage qui, dans la réalité, a  $8,75$  m de longueur et  $1,05$  m de diamètre au maître-couple.

Les autres caractéristiques principales de l'appareil en grandeur sont les suivantes :

Grande voilure ( $13,0 \times 1,85$ ) . . . . .	24 m <sup>2</sup>
Aile avant ( $7,0 \times 0,90$ ) . . . . .	6,3 m <sup>2</sup>
Poids en ordre de marche (avec un pilote, un passager et 5 heures d'essence). . . . .	800 kg
Puissance du moteur. . . . .	100 ch
Puissance utile . . . . .	70 ch

A la pointe arrière du fuselage, et au-dessus de celui-ci, sont montés deux gouvernails, dont les axes de rotation font, avec l'horizontale, un angle de  $45^{\circ}$ . Ils servent à la fois de gouvernail de profondeur et de gouvernail de direction.

Une autre particularité de cet avion est le montage de l'hélice, dont les deux pales sont insérées sur une tranche de fuselage constituant un tambour tournant et formant moyeu. Toute la partie arrière du fuselage est montée en une sorte de porte à faux; deux jambes de force, partant

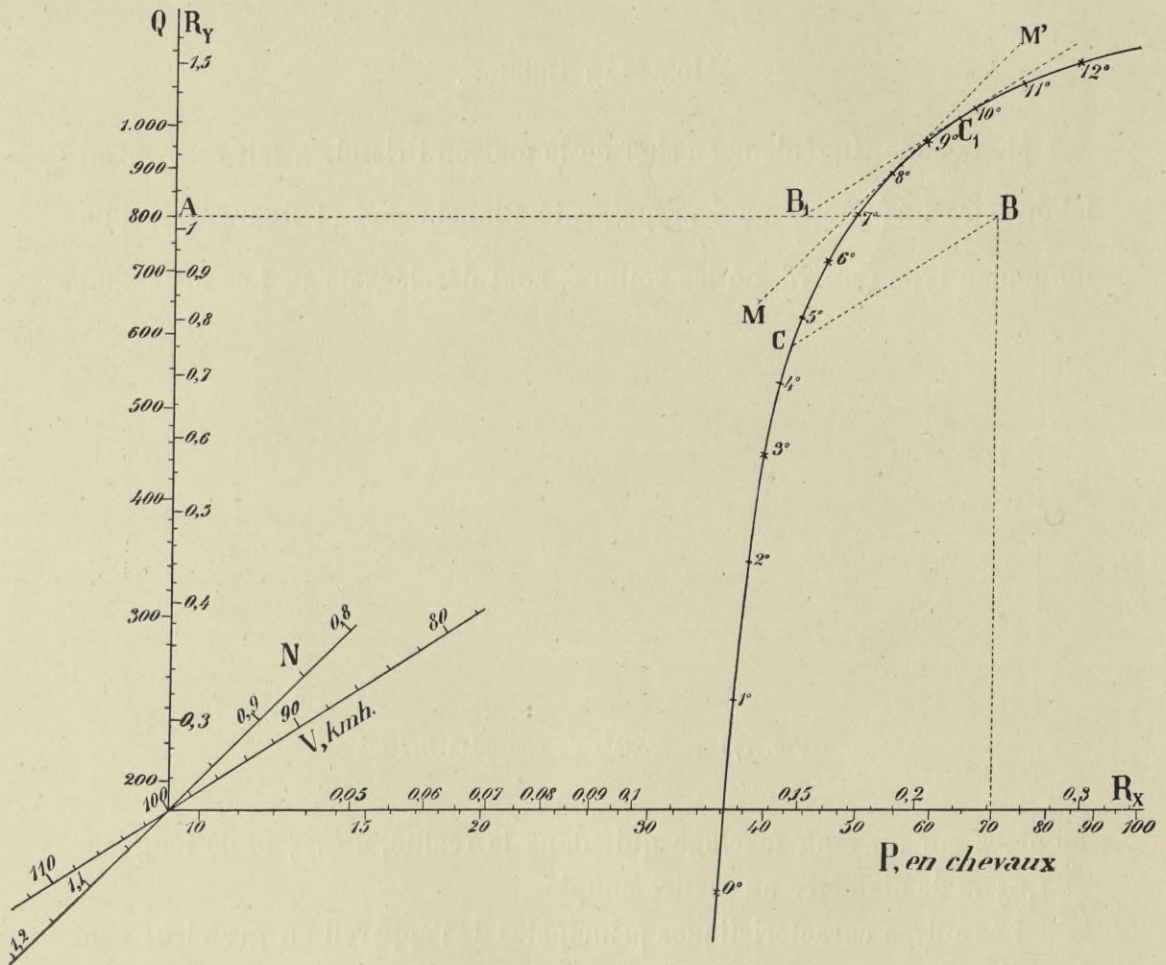


FIG. 174. — Polaire logarithmique du monoplan Bristol.

du châssis d'atterrissage, viennent la consolider, en fournissant la liaison nécessaire.

Les essais ont été faits avec une seule position des gouvernails de profondeur, qui n'étaient pas mobiles sur le modèle. Le faisceau des résultantes montre que l'appareil sera stable, pourvu que son centre de gravité soit à la hauteur ou au-dessous de l'axe de l'hélice.

Nous n'avons pas de données sur les vols réalisés par cet appareil,

mais la polaire logarithmique de la figure 174 qui représente nos résultats permet d'en prévoir les principales caractéristiques.

En utilisant toute la puissance utile disponible de 70 *ch*, on voit par le tracé ABC où  $AB = 70 \text{ ch}$ , que la vitesse horizontale maximum BC que peut réaliser l'appareil est de 118 *km/h*. L'angle de vol correspondant est de 4°,6.

La tangente  $B_1C_1$  parallèle à l'axe des V montre que la puissance utile minimum nécessaire à la sustentation est  $AB_1 = 44 \text{ ch}$ . La vitesse correspondante est 88 *km/h* environ et l'angle de vol économique 9°,6.

L'excès de puissance disponible est alors de  $70 - 44 = 26 \text{ ch}$ . Si l'on utilisait tout cet excès de puissance pour s'élever, la vitesse maximum d'ascension serait :

$$v = \frac{26 \times 75}{800} = 2,44 \text{ m/sec.}$$

L'avion s'élèverait alors de 730 *m* en cinq minutes.

*Angle de planement.* — L'angle minimum de planement est réalisé à l'incidence pour laquelle la tangente MM' est inclinée à 45°. Cette incidence est 8°,2. On a pour ce point  $\frac{R_x}{R_y} = 0,162$ . La pente minimum de planement est donc de 0,162; elle correspond à un angle  $\theta$  de 9°,2.

#### MONOPLAN LETELLIER-BRUNEAU.

Ce monoplan rappelle, dans sa conception générale, le modèle d'avion de MM. Letellier et Bruneau que nous avons essayé au Champ-de-Mars (1). En se basant sur les résultats acquis à notre ancien laboratoire, MM. Letellier et Bruneau ont modifié un peu leur modèle primitif et augmenté relativement sa surface portante, mais ils ont surtout cherché à réduire au minimum la surface nuisible, en supprimant tous les haubans et en donnant au fuselage une forme particulière, très fuyante (voir Pl. XXI et fig. 175).

L'aile employée est analogue à notre aile n° 7 (voir Pl. IV), mais en plan elle est de forme trapézoïdale. Sur le modèle, elle a 32 *cm* de profondeur moyenne et 1 *m* d'envergure; elle a donc un allongement

(1) Voir *Résistance de l'Air et l'Aviation* — 1911, p. 199.

voisin de 3, mais comme la flèche de la ligne moyenne du profil est faible  $\left(\frac{1}{33}\right)$  et que cette aile est destinée à travailler aux petites incidences, elle est dans de bonnes conditions de rendement. Nous avons en effet vu au Champ-de-Mars, et vérifié dans nos nouvelles expériences, que pour des ailes à faible courbure, et travaillant à de petites incidences, il y avait lieu, pour améliorer leur rendement, de réduire leur allongement au-dessous de l'allongement habituel de 6.

Le fuselage porte à l'avant une surface rectangulaire, plus cabrée que

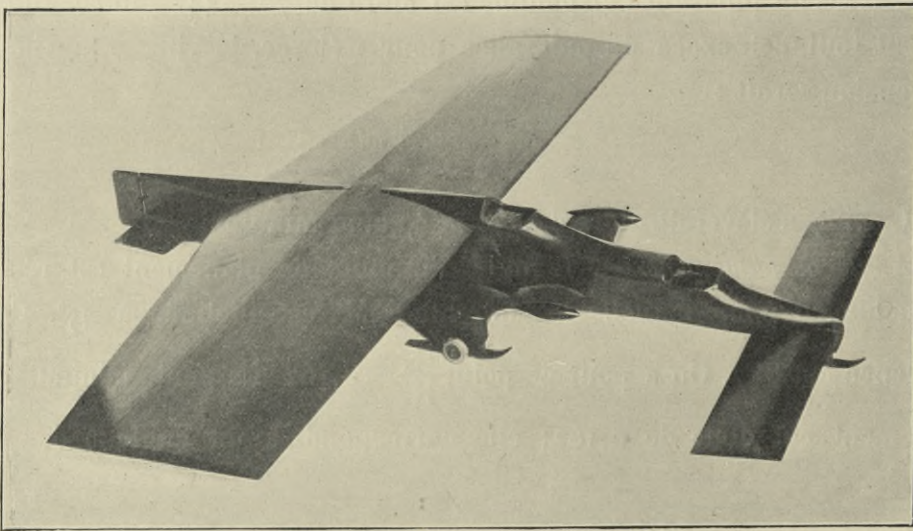


FIG. 175. — *Modèle du monoplan Letellier-Bruneau.*

la voilure principale et destinée à donner de la stabilité longitudinale à l'appareil. Il se termine par une partie très amincie en plan et très développée en hauteur, prolongée par un gouvernail vertical.

Le moteur prévu est à refroidissement par eau. Il est placé en avant de la voilure principale, à l'intérieur du fuselage, et commande deux hélices qui sont fixées de chaque côté de celui-ci; elles tournent à l'extrémité de deux petits corps fuselés et sont reliées au moteur par une transmission dissimulée à l'intérieur d'un bâti également fuselé (voir Pl. XXI).

Le châssis d'atterrissage, très soigné aussi au point de vue de la résistance à l'avancement, comprend deux paires de roues et deux patins situés derrière chacune des deux hélices.

Les essais du modèle de l'appareil ont montré (voir Pl. XXI) que le

rapport  $\frac{R_x}{R_y}$  minimum est de 0,106 à 3°7. C'est le plus faible rapport que nous ayons trouvé pour un appareil complet.

Par contre, ces essais ont aussi montré que le gouvernail de profondeur manquait d'efficacité. Il a des dimensions trop réduites, étant donnée la faible distance qui le sépare de la voilure principale.

Le faisceau des résultantes montre que, malgré la position très braquée à la montée du gouvernail de profondeur, l'appareil est instable. Il serait d'ailleurs facile, dans un appareil définitif, de remédier à cet inconvénient en cabrant davantage la voilure avant, ou, mieux, en lui donnant une plus grande surface.

MM. Letellier et Bruneau n'ont pas réalisé encore l'appareil en grandeur. Néanmoins, la faible valeur du rapport  $\frac{R_x}{R_y}$  minimum le rend très intéressant. Aussi allons-nous examiner avec quelques détails le fonctionnement d'un avion de ce type. Cet examen nous servira d'un nouvel exemple de l'emploi de nos polaires logarithmiques dans l'établissement d'un projet d'appareil.

La surface portante de l'appareil prévu par MM. Letellier et Bruneau est de 32 m<sup>2</sup>. Nous examinerons les trois hypothèses où l'appareil porte 20, 25 ou 30 kg par mètre carré de voilure, ce qui conduit à supposer que l'avion en ordre de marche pèsera 640, 800 ou 960 kg.

La polaire logarithmique de la figure 176 représente nos résultats.

L'intersection de la tangente à la polaire, parallèle à l'axe des V, avec les parallèles AB, A'B', A''B'' à l'axe des P, menées par les points Q = 640, Q = 800, Q = 960, fait connaître, dans chacun des cas envisagés, la puissance minimum nécessaire au vol. On a ainsi :

Q . . . . .	640	800	960 kg
P <sub>min.</sub> . . . . .	24	34	44 ch
V économique . . . . .	89	99	109 km/h
i économique. . . . .	6°,2	6°,2	6°,2

Si l'on s'impose de plus la condition que l'appareil ait un excès de puissance utile tel qu'il puisse s'élever de 500 m en cinq minutes, soit de 1,67 m par seconde, cet excès devrait être de :

Poids Q. . . . .	640	800	960 kg
Excès de puissance $\frac{Q \times 1,67}{75}$ . . . . .	14,2	17,8	21,4 ch



La puissance utile totale à prévoir serait dans chacun des cas :

P . . . . . 38,2            51,8            65,4 ch

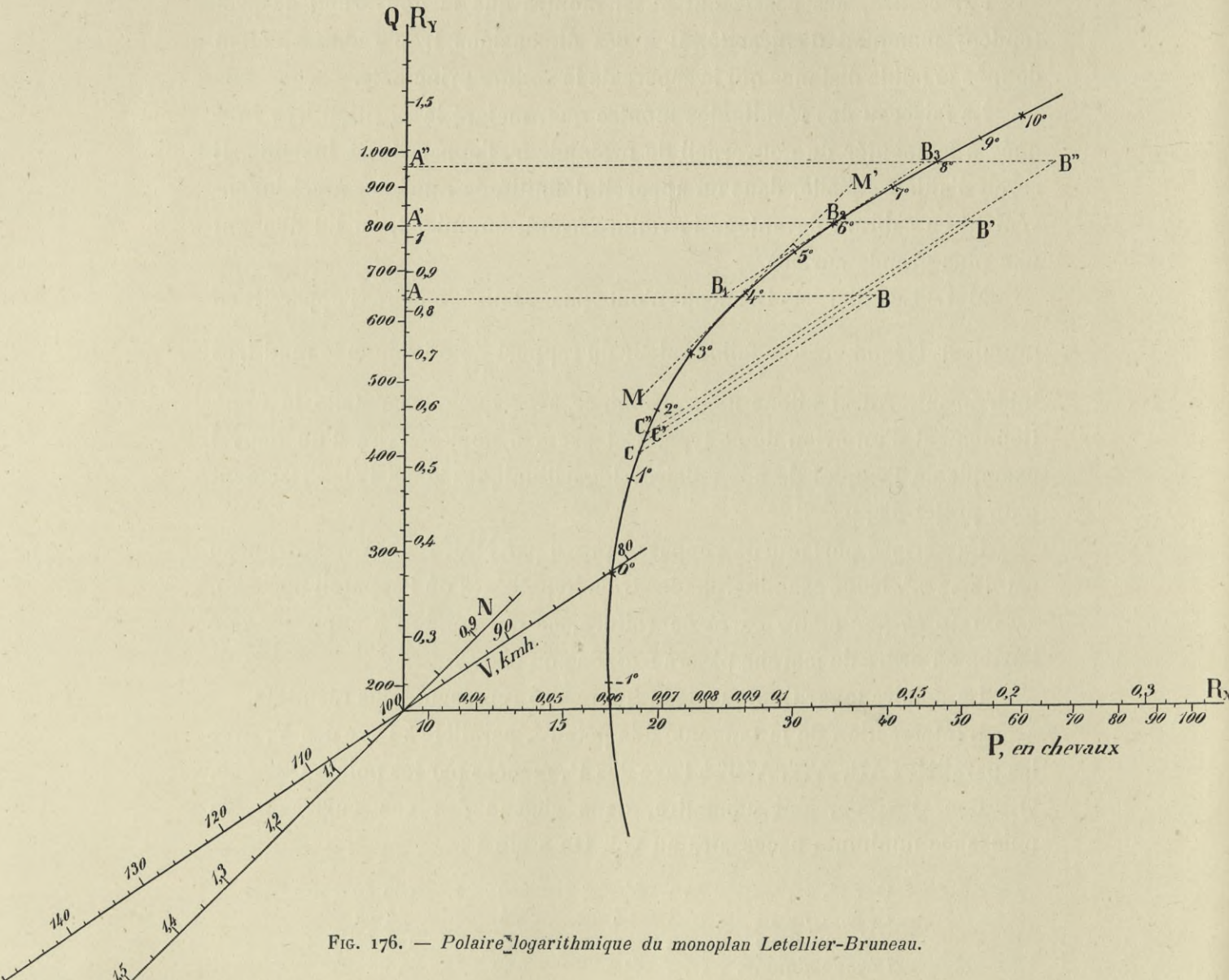


FIG. 176. — Polaire logarithmique du monoplane Letellier-Bruneau.

En comptant sur un rendement d'hélice de 0,70, cela entraînerait l'emploi de moteurs développant à pleine puissance :

$\frac{P}{0,7}$  . . . . . 55            74            94 ch

Les points B, B', B'' correspondent aux puissances utiles totales P.

On voit par les tracés BC, B'C', B''C'' que les vitesses maxima que l'on pourrait alors réaliser, en vol horizontal, seraient pour les poids envisagés :

Q . . . . .	640	800	960 kg
V <sub>max.</sub> . . . . .	127	139	151 kmh
i (correspondant). . . . .	1°,3	1°,5	1°,7

*Angle de planement.* — L'angle minimum de planement est réalisé à l'incidence pour laquelle la tangente MM' à la polaire est inclinée à 45°. Cette incidence est 3°,7. On a pour ce point  $\frac{R_x}{R_y} = 0,106$ . La pente minimum de planement est donc de 0,106; elle correspond à un angle de 5°,9.

HYDRAVION COLLIEX-JEANSON.

MM. Colliex et Jeanson nous ont proposé l'essai d'un modèle au  $\frac{1}{25}$ , représenté Planche XXII et figure 177, de leur grand hydravion de 4 tonnes.

Cet appareil est essentiellement constitué par deux biplans en tandem dont les caractéristiques sont les suivantes :

Biplan avant.	Plan supérieur.	Envergure. . . . .	17,50 m
		Profondeur . . . . .	1,50 m
		Surface . . . . .	26,25 m <sup>2</sup>
	Plan inférieur.	Envergure. . . . .	15,50 m
		Profondeur . . . . .	1,50 m
		Surface . . . . .	23,25 m <sup>2</sup>
Biplan arrière.	Plan supérieur.	Envergure. . . . .	23,00 m
		Profondeur . . . . .	1,50 m
		Surface . . . . .	34,50 m <sup>2</sup>
	Plan inférieur.	Envergure. . . . .	21,00 m
		Profondeur . . . . .	1,50 m
		Surface . . . . .	31,50 m <sup>2</sup>

La surface portante totale est donc de 115,5 m<sup>2</sup>. Le profil des ailes est celui de l'aile n° 34, analogue à notre aile n° 31. Le pilote est placé dans une coque-nacelle de 8 m de longueur et de 2,50 m de largeur située entre les deux biplans et au-dessous d'eux. Le stabilisateur arrière est constitué par un plan de 8 × 1,25 m pouvant s'incliner sur la trajectoire et former

gouvernail de profondeur. L'hélice est supportée par un pylône monté sur la coque-nacelle en arrière du pilote et à faible distance en avant du bord d'attaque du second biplan. Les autres caractéristiques de l'appareil sont les suivantes :

Poids à vide. . . . .	2.500 kg
Approvisionnements et passagers . . . . .	1.500
Poids en ordre de marche. . . . .	<u>4.000 kg</u>

*Groupe moto-propulseur.* — Il est constitué par deux moteurs Chenu de 225 *ch* attaquant l'hélice par l'intermédiaire d'engrenages et de chaînes.

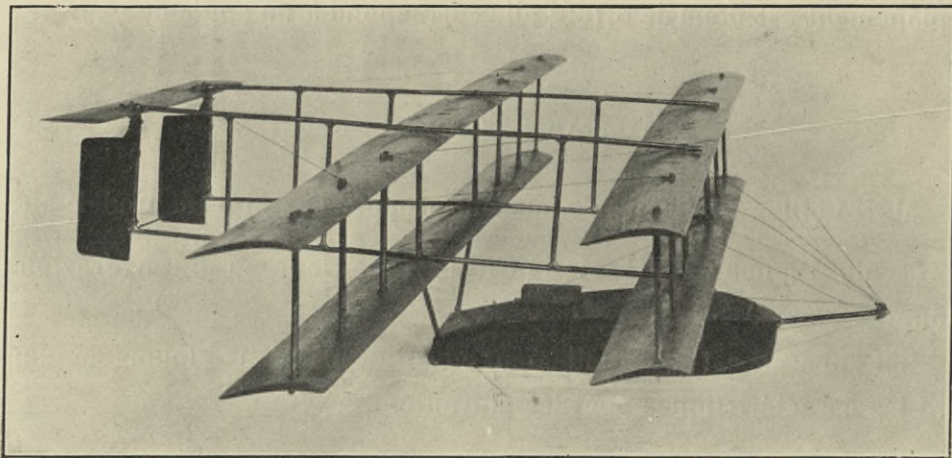


FIG. 177. — Modèle de l'hydravion Colliex-Jeanson.

On peut compter sur une puissance utile de 275 *ch* environ, avec un rendement global de l'hélice et des transmissions de 0,60.

*Vitesses réalisées.* — L'appareil, pesant en ordre de marche 3.600 *kg*, a volé de Triel à Vaux-sur-Seine, à la vitesse de 100 *km/h* environ. Cet appareil a montré une stabilité telle que le pilote n'a pour ainsi dire pas eu à intervenir.

*Équilibre et stabilité.* — Nous avons essayé le modèle au  $\frac{1}{25}$  en disposant de deux façons différentes les cellules principales et le stabilisateur arrière, comme on peut le voir sur les épures des faisceaux de résultantes de la planche XXII. Le dispositif A est caractérisé par les incidences suivantes :

Cellule avant : Les voilures font avec le fond de la coque un angle de. . . . .			+ 1°
Cellule arrière : . . . . .	—	—	+ 2°,5
Stabilisateur : . . . . .	—	—	+ 3°

Le dispositif B diffère du premier par les incidences suivantes :

Cellule avant :	Les voilures font avec le fond de la coque un angle de . . . . .	+ 3°,8
Cellule arrière :	—	+ 1°,6
Stabilisateur :	—	+ 1°,4

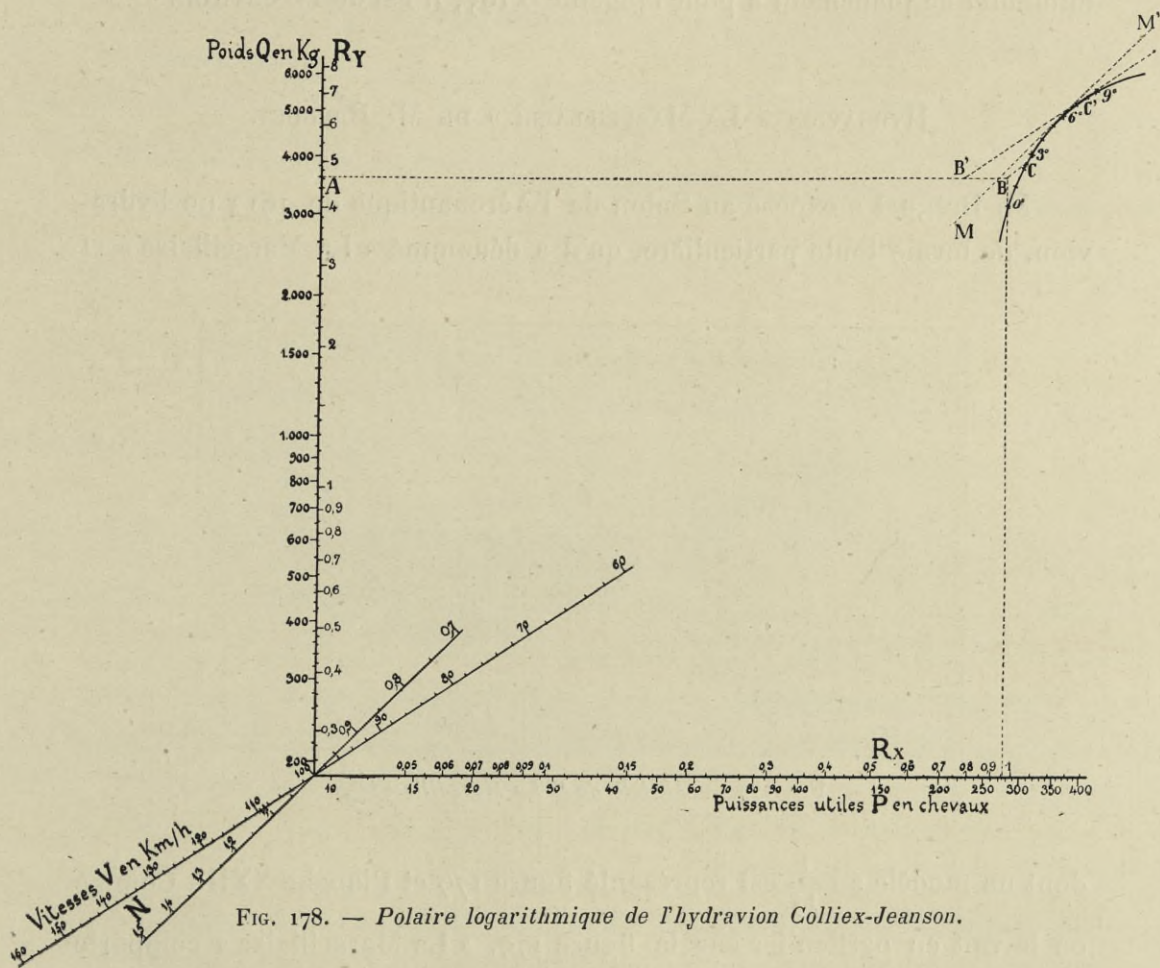


FIG. 178. — Polaire logarithmique de l'hydravion Colliex-Jeanson.

Les deux faisceaux sont stables, mais pour l'appareil définitif on a adopté le dispositif B.

*Examen des régimes du vol.* — La polaire logarithmique de la figure 178 représente nos résultats d'essais pour le dispositif B.

On voit que, pour  $Q = 3.600 \text{ kg}$  et  $P = 275 \text{ ch}$ , l'appareil pourra voler à la vitesse  $BC = 96 \text{ km/h}$ . L'angle de vol est  $2^\circ,5$ . La puissance économique est  $AB' = 225 \text{ ch}$ . L'excès de puissance utile est de  $50 \text{ ch}$ .

Il permet à l'appareil de s'élever avec la vitesse de  $\frac{50 \times 75}{3.600} = 1,04 \text{ m/sec}$  et d'atteindre en cinq minutes l'altitude de  $300 \text{ m}$ .

L'incidence pour laquelle a lieu le minimum d'effort de traction est donnée par le point de contact de la tangente  $MM'$  parallèle à l'échelle des  $N$ ; elle est de  $5^{\circ},7$  environ. On a pour ce point  $\frac{R_x}{R_y} = 0,195$ . L'angle minimum de planement a pour tangente  $0,195$ ; il est de  $11^{\circ}$  environ.

#### HYDRAVION « LA MARSEILLAISE » DE M. BRÉGUET.

M. Bréguet a exposé au Salon de l'Aéronautique de 1912 un hydravion, de forme toute particulière, qu'il a dénommé « La Marseillaise » et

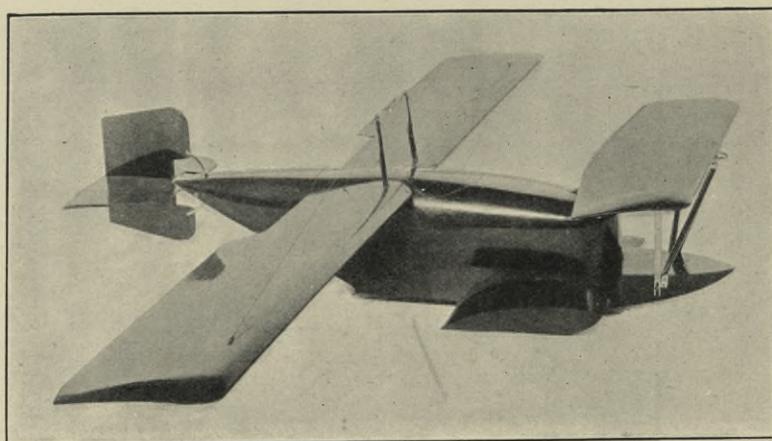


FIG. 179. — Modèle de « La Marseillaise ».

dont un modèle au  $\frac{1}{15}$  est représenté figure 179 et Planche XXIII. Comme on le voit en particulier sur la figure 179, « La Marseillaise » comporte une nacelle reposant sur un flotteur à fond plat terminé en pointe à l'avant; de chaque côté sont placés deux petits flotteurs genre Fabre. Le pilote et le passager sont assis côte à côte en avant de la grande voilure. Devant eux tourne horizontalement un moteur Salmson de 130 ch, actionnant par l'intermédiaire d'engrenages obliques l'arbre portant l'hélice située tout à fait en avant. Celle-ci tire obliquement l'appareil afin de faciliter le déjaugeage. Derrière l'hélice est placé un plan fixe assez important comme dans les appareils du type Canard. Enfin, à l'arrière de la nacelle est articulée une queue cruciforme servant de gouvernail de profondeur et de direction.

Les principales caractéristiques de « La Marseillaise » sont les suivantes :

Petite aile à l'avant.	{	Envergure . . . . .	5,10 m
		Profondeur . . . . .	1,70 m
		Surface (en tenant compte des arrondis).	8 m <sup>2</sup>
Voilure principale.	{	Envergure . . . . .	14 m
		Profondeur . . . . .	2 m
		Surface (en tenant compte des arrondis et des évidements).	24 m <sup>2</sup>
Surface portante totale . . . . .		32 m <sup>2</sup>	

Les ailes sont semblables à celles portant les n<sup>os</sup> 33 et 33 *bis* dont nous avons déjà parlé et avec lesquelles nous avons fait nos études de surfaces en tandem.

Poids {	à vide. . . . .	900 kg
	utile. . . . .	<u>400</u>
	en ordre de marche. . . . .	1.300 kg

La charge par m<sup>2</sup> de voilure est  $\frac{1300}{32} = 40,6 \text{ kg/m}^2$ .

*Groupe moto-propulseur.* — Le moteur a donné 120 *ch* au banc d'essais, L'hélice est démultipliée. Elle a 2,75 m de diamètre et 2,50 m de pas. On peut compter sur une puissance utile d'au moins 80 *ch*. C'est la puissance que nous admettons plus loin dans l'examen des régimes du vol. Cependant, M. Bréguet estime que cette puissance atteint 85 *ch*.

*Equilibre et stabilité.* — Comme on peut le voir sur les faisceaux de la Planche XXII, nous avons fait les essais du modèle en donnant au gouvernail de profondeur trois positions A, B, C.

La traction de l'hélice passant un peu au-dessus du centre de gravité, on voit que l'angle d'équilibre est de 5° environ pour la position C, 7° environ pour la position B et 14° pour la position A. Ces trois faisceaux sont très stables bien que l'angle de décalage de la voilure avant par rapport à la voilure principale ne soit que de 1°.

*Examen des régimes du vol.* — Pour tenir compte des différentes positions du gouvernail de profondeur, nous avons réuni sur la polaire logarithmique de la figure 180, les résultats obtenus à 2° et 5° dans la position C, à ceux obtenus à 8° et 11° dans la position B et à celui obtenu à 14° dans la position A.

On voit par le tracé ABC que le maximum de vitesse horizontale que pourra réaliser l'appareil est  $BC = 125 \text{ km/h}$ , à une incidence de 4°5.

La vitesse minimum  $BC_1$  est de  $71 \text{ km/h}$ . M. Bréguet modifie actuellement son appareil; il augmente en particulier sa surface portante, ce qui lui permettra de décoller avec une vitesse beaucoup moindre, il ajoute sous

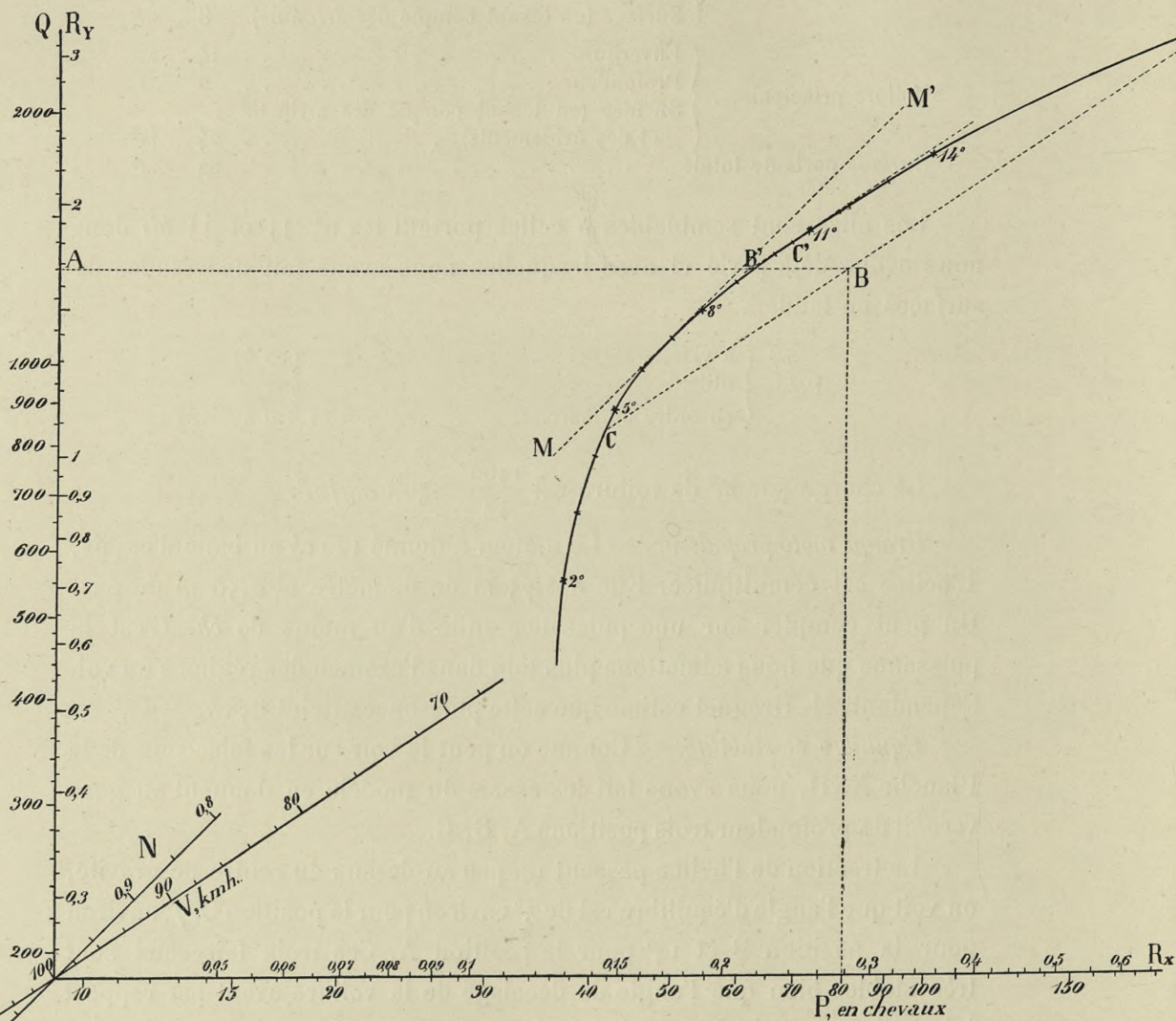


FIG. 180. — Polaire logarithmique de "La Marseillaise".

la coque des surfaces immergées qui faciliteront le déjaugeage, et il pense pouvoir enlever des approvisionnements suffisants pour assurer un parcours de  $1.000 \text{ km}$ .

Au point de vue aérodynamique, « La Marseillaise » nous a paru un des appareils les mieux étudiés.

L'effort de traction minimum a lieu pour l'incidence de  $7^\circ$  environ (point de tangence de  $MM'$  inclinée à  $45^\circ$ ). A cette incidence, le rapport  $\frac{R_x}{R_y}$  tombe à 0,125, ce qui donne pour angle minimum de planement  $7^\circ,2$  seulement. Cette valeur est une des plus faibles que nous ayons rencontrée.

La puissance minimum  $A'B'$  est de 60 *ch*; l'excédent de puissance utile atteint 20 *ch*. Il permettrait à l'appareil de s'élever avec une vitesse de  $\frac{20 \times 75}{1300} = 1,15$  *m/sec* et d'atteindre en cinq minutes l'altitude de 345 *m*. En adoptant le chiffre donné par M. Bréguet de 85 *ch* comme maximum de puissance utile, l'excès de puissance serait de 25 *ch* et la vitesse maximum d'ascension de  $\frac{25 \times 75}{1300} = 1,45$  *m/sec*; l'altitude atteinte en cinq minutes serait de 435 *m*.

#### HYDRAVION NIEUPORT.

La Société Nieuport nous a fait essayer un modèle au  $\frac{1}{15}$  de son hydravion biplace; il est représenté Planche XXIV et figure 181.

Dans l'appareil lui-même, le fuselage, quadrangulaire, a 6,82 *m* de longueur, 0,93 *m* de largeur et 1,04 *m* de hauteur maximum. La longueur totale, avec empennage et flotteurs, est de 8,60 *m*. La voilure a 12 *m* d'envergure sur 2 *m* comme plus grande profondeur. La surface portante est de 22,50 *m*<sup>2</sup>.

La stabilité longitudinale est assurée par un empennage elliptique de 3 *m* de largeur sur 1,25 *m* de profondeur, d'une surface de 2,50 *m*<sup>2</sup>, et par deux gouvernails de profondeur semi-elliptiques de 0,75 *m* de largeur sur 0,80 *m* de profondeur.

La stabilité de route s'obtient au moyen de deux empennages verticaux situés au-dessus et au-dessous du fuselage et par un gouvernail de direction équilibré.

Il y a trois flotteurs : les deux principaux, en catamaran, sont situés à l'avant symétriquement par rapport à l'axe de l'appareil. Entièrement en bois contreplaqué, ils sont munis d'une gaine métallique portant deux ailerons concaves inclinés de façon à empêcher la pointe du flotteur



de s'engager. Vers le milieu du flotteur se trouve un redan destiné à faciliter le déjaugeage.

Le flotteur arrière, de forme ovoïde et situé dans l'axe de l'appareil, soutient la queue au repos et l'empêche de baigner dans l'eau à l'essor.

Le poids de l'appareil est d'environ 600 *kg* à vide et de 850 *kg* en charge.

Le moteur est un Gnôme de 100 *ch*, donnant 86 *ch* au frein.

L'hélice a 2,50 *m* de diamètre et 2,0 *m* de pas. On peut espérer

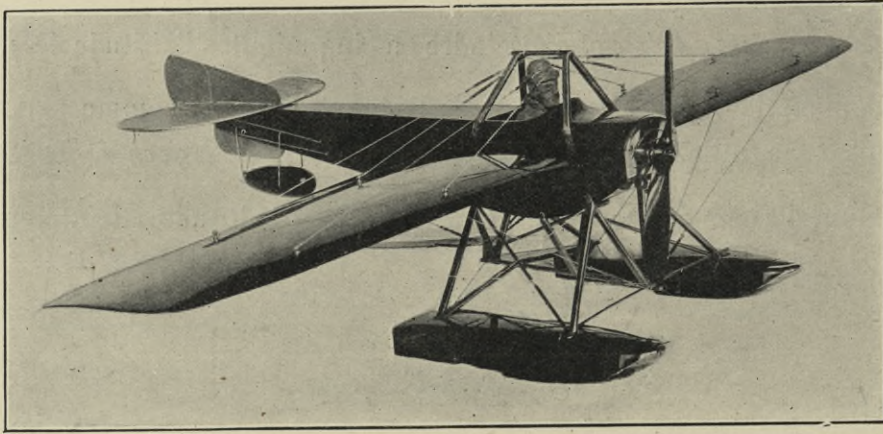


FIG. 181. — Modèle de l'hydravion Nieuport.

un rendement de 0,70. La puissance utile disponible est donc de :

$$86 \times 0,70 = 60 \text{ ch environ.}$$

La vitesse réalisée par l'appareil est, d'après le constructeur, de 112 *km/h*.

*Equilibre et stabilité.* — Le gouvernail du modèle n'étant pas mobile, nous n'avons fait d'essai que pour une position de ce gouvernail.

Le centre de gravité est reporté sur le faisceau de résultantes de la Planche XXIV. On voit que l'appareil est bien centré et stable par rapport au centre de gravité.

*Examen des régimes de vol.* — Les résultats des essais à la balance sont donnés dans les courbes  $R_x$ ,  $R_y$  de la Planche XXIV. Ils sont aussi représentés sur la polaire logarithmique de la figure 182.

L'examen des courbes  $\frac{R_x}{R_y}$  montre que le minimum de ce rapport est de 0,165, vers 9° environ. Nous avons essayé le modèle aux vitesses de 15 *m/sec* et de 28 *m/sec*. Comme dans la plupart des autres appareils, on constate une amélioration des résultats à mesure que la vitesse

d'essai augmente. Cette augmentation est due à une diminution relative des  $R_x$ .

La polaire logarithmique de la figure 182 permet de prévoir les principales caractéristiques du vol.

Le tracé ABC où  $AB = 60 \text{ ch}$  montre que la plus grande vitesse

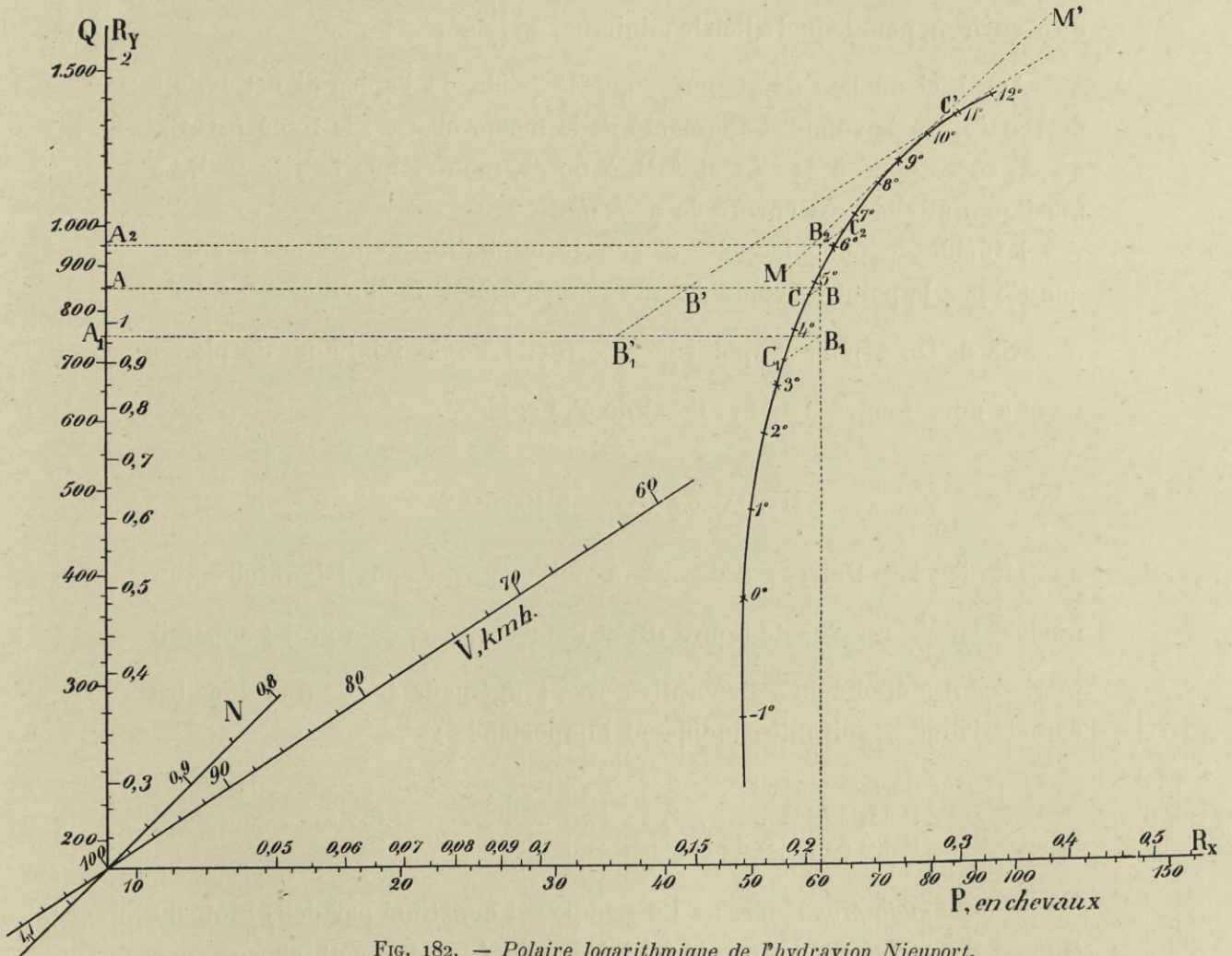


FIG. 182. — Polaire logarithmique de l'hydravion Nieuport.

horizontale que puisse réaliser l'appareil sera  $BC = 101 \text{ km/h}$  environ. Elle correspond à un angle  $i$  de  $4^{\circ},7$ .

La puissance minimum donnée par  $AB'$  ( $B'C'$  tangente à la polaire parallèle à l'axe des  $V$ ) est de  $42 \text{ ch}$ . La vitesse correspondante  $B'C'$  est de  $79 \text{ km/h}$ .

Avec un appareil un peu moins chargé, pesant par exemple en ordre

de marche 750 *kg*, on pourrait réaliser une vitesse maximum de 103 *km/h*, à l'incidence de 3°,4 (tracé  $A_1B_1C_1$ ,  $A_1B_1 = 60$  *ch*).

Bien que le poids ait été réduit de 100 *kg*, on ne gagne pas beaucoup sur la vitesse maximum du cas précédent. Cela tient à ce que l'angle de vol s'est abaissé dans ce cas à 3°,4 et s'est éloigné par conséquent de l'angle de 9° environ, pour lequel a lieu le minimum de  $\frac{R_x}{R_y}$ .

Aussi, si au lieu de supposer que le poids de l'appareil est réduit de 100 *kg*, on le suppose augmenté de la même charge, le tracé  $A_2B_2C_2$ , où  $A_2$  correspond à 950 *kg* et  $A_2B_2$  à 60 *ch*, montre que la vitesse  $B_2C_2$  maximum atteinte est encore de 98 *km/h*.

L'incidence pour laquelle a lieu le minimum d'effort de traction, donnée par le point de contact de la tangente  $MM'$  inclinée à 45°, est de 9° environ. On a pour ce point  $\frac{R_x}{R_y} = 0,165$ . L'angle minimum de plane-ment a pour tangente 0,165; il est de 9°,4 environ.

#### HYDRAVION PATERAS PESCARA.

M. le M<sup>rs</sup> Pateras Pescara a fait essayer au laboratoire un modèle au  $\frac{1}{20}$ , représenté figure 183 et Planche XXV, d'un grand appareil marin qu'il a étudié en collaboration avec l'ingénieur Guidoni et dont les caractéristiques suivantes indiquent l'importance :

Surface portante . . . . .	72 <i>m</i> <sup>2</sup>
Poids à vide . . . . .	1.650 <i>kg</i>
Poids en ordre de marche . . . . .	2.800 »

*Groupe moto-propulseur.* — Le groupe est constitué par deux moteurs Gnôme de 200 *ch* et d'un poids total de 480 *kg* entraînant chacun une hélice en prise directe, à pas variable pendant le vol. Les hélices sont placées l'une derrière l'autre et elles tournent dans une échancrure ménagée dans le fuselage et dans les ailes. Dans l'appareil définitif, l'échancrure du fuselage sera supprimée, et les hélices entraîneront avec elles une partie du fuselage formant tambour tournant, comme dans le monoplan Bristol dont nous avons parlé précédemment. On peut compter sur une puissance utile de 200 *ch* au moins.

L'hydravion Pateras Pescara est muni, comme on le voit figure 183 et Planche XXV, de deux longs flotteurs elliptiques de  $1,00 \times 0,75$  m ayant 9 m de longueur et dont les axes sont séparés par une distance de 3 m. Des flotteurs en lames de persienne, non représentés sur le modèle, servent à aider le déjaugage de l'appareil, qui se produit dès que la vitesse dépasse 20 km/h.

Pour les différentes manœuvres de son hydravion, M. Pateras Pescara compte utiliser la flexibilité de son aile, grâce à laquelle il peut la rendre plus porteuse au moment du décollage.

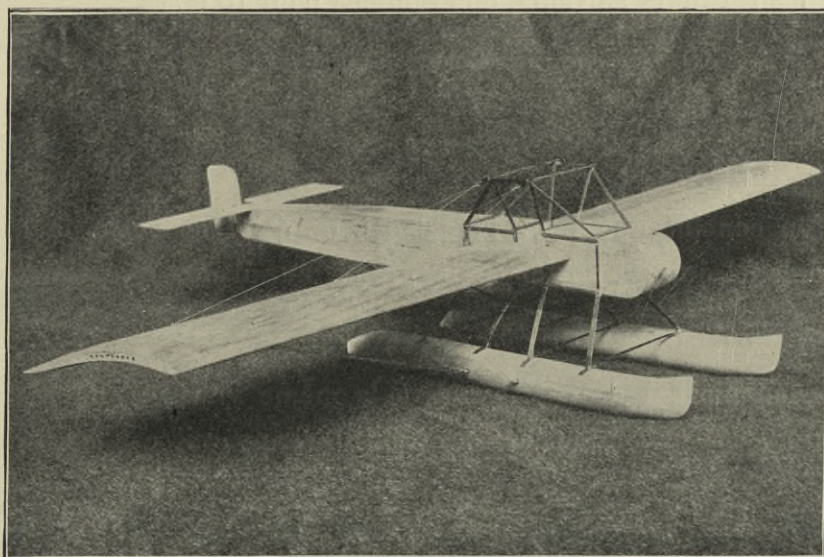


FIG. 183. — *Modèle de l'hydravion Pateras Pescara.*

Nous avons fait deux séries d'essais en raison de cette flexibilité. Dans une première série, les ailes avaient une flèche maximum de  $\frac{1}{14}$  environ. Elles étaient disposées d'une façon telle que leur corde faisait un angle de  $4^{\circ},5$  avec le plan supérieur du fuselage. Comme elles correspondaient au vol normal, nous avons représenté à la manière habituelle les résultats de ces essais dans les courbes et sur le faisceau des résultantes de la Planche XXV.

Dans une deuxième série d'essais, nous avons monté sur le modèle deux ailes plus incurvées que les précédentes, par déformation de la partie postérieure, ayant comme flèche  $\frac{1}{11,5}$ , et dont la corde faisait avec le plan

supérieur du fuselage un angle de  $9^\circ$ . Cette forme d'aile serait réalisée sur l'appareil au moment de l'envolée; aussi, n'avons-nous fait d'essai que pour les deux fortes incidences de  $9^\circ$  et  $12^\circ$ . Les résultats de ces derniers essais ne sont pas représentés Planche XXV, mais nous en avons tenu compte pour le tracé de la polaire logarithmique de la figure 184, qui réunit les résultats obtenus aux incidences de  $3^\circ$  et  $6^\circ$  dans les premiers essais à ceux correspondant aux incidences de  $9^\circ$  et  $12^\circ$  dans les deuxièmes.

*Evaluation de la résistance nuisible.* — Un essai fait avec le fuselage complet y compris les flotteurs, les ailes seules ayant été détachées, nous a donné les résultats suivants, en grammes pour  $10\text{ m/sec}$  :

INCIDENCES DU PLAN SUPÉRIEUR du fuselage	$R_x$	$R_y$
—	—	—
0°. . . . .	27,5	0
7°,5. . . . .	35,0	46

On en conclut que pour l'incidence de  $0^\circ$  et  $10\text{ m/sec}$ , le fuselage de l'aéroplane, qui est 20 fois plus grand, aurait une résistance de :

$$0,0275 \times 20^2 = 11\text{ kg.}$$

Un plan normal de  $1\text{ m}^2$  ayant, à la même vitesse, une résistance de  $8\text{ kg}$ , on voit que la surface nuisible de l'appareil est équivalente à celle d'un plan normal de  $\frac{11}{8} = 1,38\text{ m}^2$ , ce qui est bien peu pour un appareil aussi important.

Cette surface nuisible est encore susceptible d'être diminuée. Avec l'aile de flèche  $\frac{1}{14}$ , montée sur l'appareil, on avait eu à  $6^\circ$  les résultats suivants :

$$R_x\text{ (gr/10 m/sec)} = 145, \quad R_y\text{ (gr/10 m/sec)} = 870, \quad \frac{R_x}{R_y} = 0,167.$$

Nous avons répété cette mesure après avoir calfeutré les ouvertures du fuselage et les joints des ailes et du fuselage : la résistance à l'avancement a diminué de  $15\text{ gr}$ , soit de 10 p. 100 et le rapport  $\frac{R_x}{R_y}$  est tombé de ce fait à  $0,148$ .

Dans l'appareil en grandeur, où ces ouvertures seront calfeutrées, il semble donc que la surface nuisible tombera au-dessous du chiffre de  $1,38\text{ m}^2$  que nous indiquons plus haut.

*Équilibre et stabilité.* — Le faisceau des résultantes de la Planche XXV montre que l'appareil est instable avec la première aile. Mais pour serrer le problème d'un peu plus près, il faut considérer que l'aéroplane volera normalement à 5° ou 6° avec cette aile de flèche  $\frac{1}{14}$  après avoir décollé sous une incidence plus forte, 9° par exemple, avec l'aile de flèche  $\frac{1}{11,5}$ .

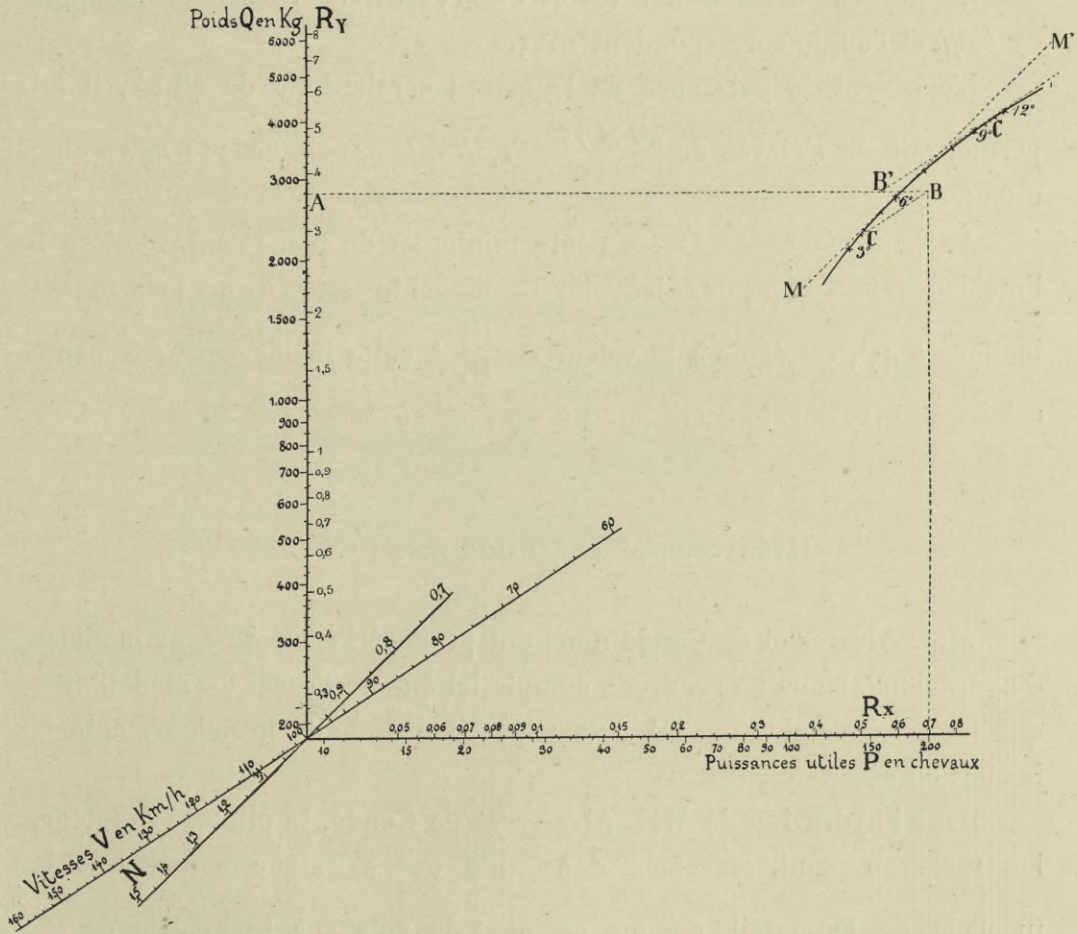


FIG. 184. — Polaire logarithmique de l'hydravion Pateras Pescara.

Les essais ont montré (voir tableaux de l'Atlas) que, dans ces conditions, la ligne d'application de la résultante avance sur le modèle depuis 8,6 cm (aile de flèche  $\frac{1}{11,5}$  à 9°) jusqu'à 8 cm (aile de flèche  $\frac{1}{14}$  à 6°) en arrière du bord d'attaque. La résultante avance donc à mesure que l'incidence diminue, ce qui assure la stabilité longitudinale.

*Examen des régimes du vol.* — Nous avons dit un peu plus haut avec

quelles valeurs était tracée la polaire logarithmique de la figure 184.

En partant du poids en ordre de marche de 2.800 *kg* et de la puissance utile de 200 *ch*, on voit que la vitesse maximum de l'appareil en vol horizontal sera  $BC = 108 \text{ km/h}$ , correspondant à l'incidence  $i = 4^{\circ},8$  de la corde de l'aile (de flèche  $\frac{1}{14}$ ).

La puissance minimum est  $AB' = 152 \text{ ch}$ , la vitesse économique 83 *km/h* et l'angle correspondant  $10^{\circ},5$ .

L'excédent de puissance de l'appareil serait donc de 48 *ch*; il lui permettrait de s'élever de  $\frac{48 \times 75}{2.800} = 1,26 \text{ m/sec}$ , soit de 380 *m* en cinq minutes.

*Angle de planement.* — La pente minimum de planement, réalisée à l'incidence  $i = 6^{\circ},4$  pour laquelle la tangente  $MM'$  à la polaire est inclinée à  $45^{\circ}$ , est égale à la valeur de  $\frac{R_x}{R_y}$  à cette incidence. Cette pente est ici de 0,172. Elle correspond à un angle  $\theta = 10^{\circ}$ .

#### HYDRAVION, N° 2, ALVAREZ ET DE CONDÉ.

MM. Alvarez et de Condé nous ont proposé l'essai de deux modèles d'hydravions. Nous ne rendrons compte ici que de l'essai du modèle n° 2 qui a servi à l'établissement d'un appareil d'étude en grandeur, actuellement en essai.

Dans l'hydravion de MM. Alvarez et de Condé, le pilote, le moteur, les réservoirs sont enfermés dans une coque unique constituant le fuselage de l'appareil, comme on peut le voir sur le modèle au  $\frac{1}{10}$  représenté figure 185 et Planche XXVI. La ligne de flottaison de l'appareil est à 0,28 *m* de la quille.

Nous empruntons à un article du lieutenant Saunier, paru dans la *Technique aéronautique* du 1<sup>er</sup> juillet 1913, les renseignements suivants sur l'appareil d'étude.

*Coque-fuselage.* — La coque a été établie en conciliant à la fois les qualités nautiques et les qualités aérodynamiques. Elle mesure 8,40 *m* de longueur sur 1,30 *m* de diamètre au maître-couple. On remar-

quera (fig. 185) l'absence du redan, sa forme particulière, son centrage par rapport à la voilure; enfin, quatre nageoires, placées symétriquement à égales distances du centre de gravité, concourent au déjaugage rapide et à faible vitesse de l'ensemble. La partie avant de la coque forme une spacieuse cabine fermée de toute part, prenant le jour par des hublots en verre armé et dont la partie supérieure peut par le seul jeu d'un levier s'ouvrir instantanément et rester ouverte ou close pendant le vol.

Une cloison étanche à l'avant (voir Pl. XXVI) et une deuxième formant panneau protecteur, mais pouvant s'ouvrir, séparent pilote et passagers des organes moteurs.

*Ailes et voilures.* — L'appareil d'étude comporte une surface unique

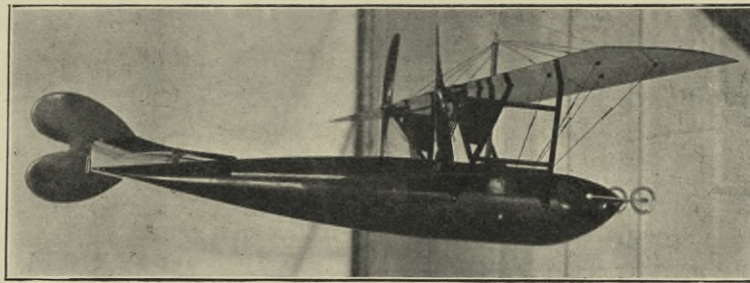


FIG. 185. — Modèle de l'hydravion n° 2, Alvarez et de Condé.

de 12 m d'envergure sur 2,20 m de largeur. Elle a une forme légèrement trapézoïdale; son envergure moyenne est 12,70 m, de telle sorte que la surface portante est de 26,5 m<sup>2</sup>; l'inclinaison de sa corde sur l'horizontale est de 6°4. Sa forme est celle de l'aile n° 8 étudiée au Champ-de-Mars (voir Pl. IV). Elle est entièrement métallique; elle a aussi la particularité de ne présenter aucune soudure et d'être complètement démontable en éléments interchangeables.

*Gouvernails et stabilisateurs.* — Le gouvernail de profondeur est d'une forme particulière (voir Pl. XXVI) et l'empennage est entièrement mobile.

*Groupe moto-propulseur.* — Le moteur est à refroidissement à eau, il développe 55 ch et entraîne par chaînes deux hélices de 2,60 m de diamètre tournant en sens inverse à 800 t/m. On peut compter sur une puissance utile de 35 ch environ.

*Poids.* — Le poids de l'appareil est de 600 kg en ordre de marche. Cet appareil d'étude, qui est le seul dont nous ayons essayé un



modèle, est destiné à fournir des données pour la construction d'un grand avion marin de combat, du poids de 1.300 *kg* environ en ordre de marche.

*Équilibre et stabilité.* — Sur le faisceau des résultantes de la planche XXVI, nous avons reporté la position du centre de gravité de

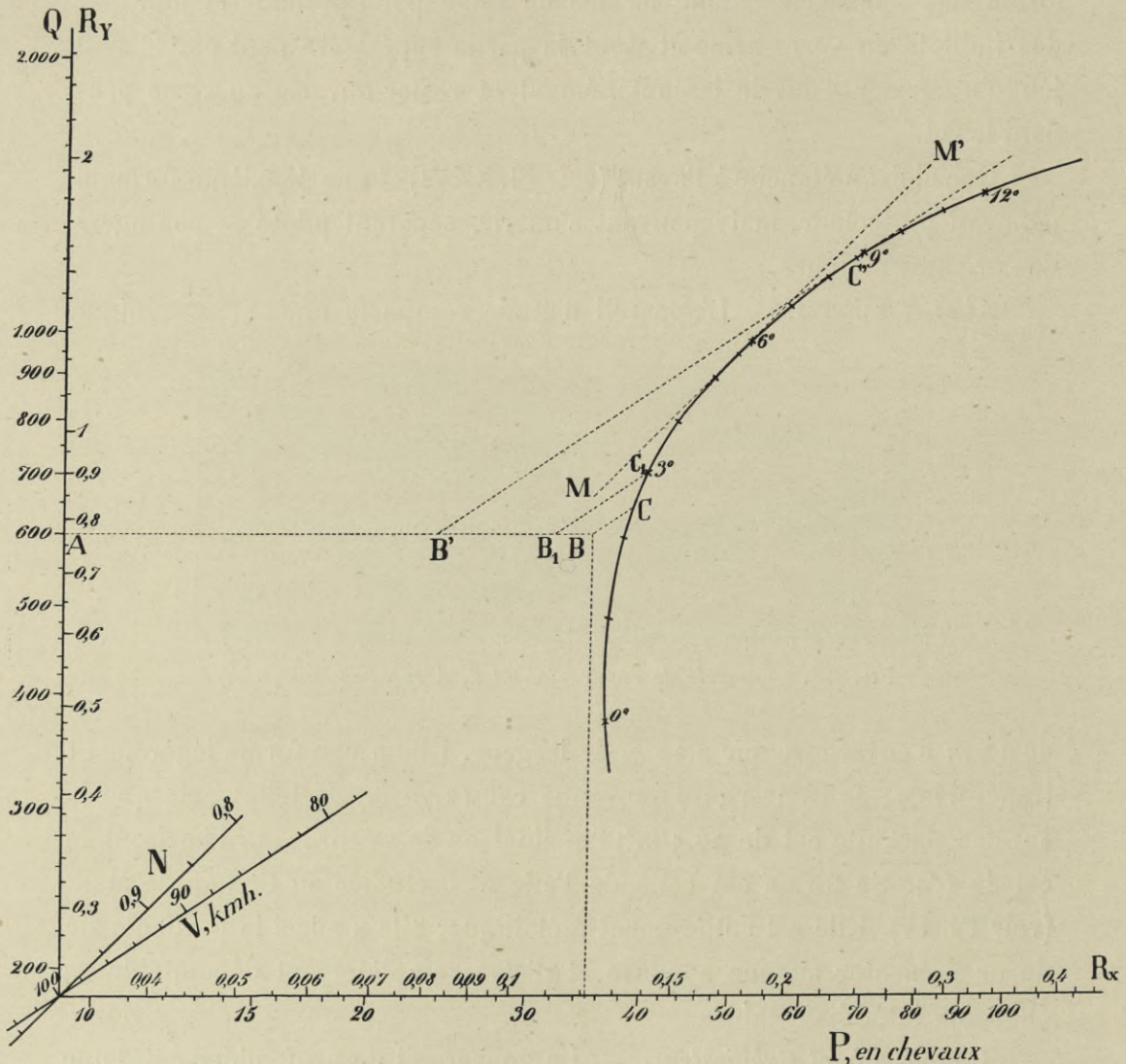


FIG. 186. — Polaire logarithmique de l'hydravion n° 2, Alvarez et de Condé.

l'appareil. On voit que ce dernier est stable pour la position que nous avons donnée au gouvernail de profondeur et qu'il est centré pour l'inclinaison  $i = 3^\circ$  environ.

*Examen des régimes du vol.* — La polaire logarithmique de la figure 186 représente nos résultats d'expériences. En comptant sur une

puissance utile maximum de 35 *ch*, la plus grande vitesse horizontale BC que pourra réaliser l'appareil sera 97 *km/h* et l'angle de vol 2°,4 environ.

A l'angle de vol  $i = 3^\circ$ , pour lequel la résultante passe par l'intersection de la verticale du centre de gravité et de la traction de l'hélice, correspondent une vitesse  $B_1C_1 = 93 \text{ km/h}$  et une puissance utile  $AB_1 = 32,5 \text{ ch}$ .

La puissance minimum  $AB'$  ( $B'C'$  tangente à la polaire parallèle à l'axe des V) est de 24 *ch*, l'angle de vol économique 8°,6, et la vitesse correspondante  $B'C' = 70 \text{ km/h}$ .

*Angle de planement.* — L'incidence pour laquelle la tangente  $MM'$  est inclinée à 45° est de 7°. C'est à cette incidence que le rapport  $\frac{R_x}{R_y}$  ou l'effort de traction est minimum. On a alors  $\frac{R_x}{R_y} = 0,143$ . C'est la pente minimum du vol plané; elle correspond à un angle de 8°,1 seulement.

HYDRAVION MAX OERTZ.

L'hydravion de M. Oertz, à Hambourg, mis actuellement au point par M. Marchal, est constitué par une cellule de biplan surmontant une coque centrale; la figure 187 représente un modèle au  $\frac{1}{15}$  de l'appareil, dont les caractéristiques sont les suivantes :

Cellule principale.	Aile supérieure.	{	Dimensions générales . . . . .	10,60 × 2,13 m
			Flèche de la ligne moyenne du profil. . . . .	$\frac{1}{19,3}$
			Surface . . . . .	18 m <sup>2</sup> environ.
	Aile inférieure.	{	Dimensions générales . . . . .	13,35 × 2,20 m
			Flèche de la ligne moyenne de profil. . . . .	$\frac{1}{18,6}$
			Surface . . . . .	24 m <sup>2</sup> environ.

Les dimensions des ailes ne sont données qu'à titre d'indication. On verra sur la Planche XXVII qui donne le dessin du modèle de cet appareil que les ailes ont une forme très spéciale.

La surface portante totale est de 42 m<sup>2</sup> environ.

*Groupe moto-propulseur.* — Le moteur est un 6 cylindres Argus donnant 115 *ch* au banc d'essai à 1300 *t/m*. Il commande par l'intermé-

diaire d'un pignon d'angle une hélice de 2,60 *m* de diamètre et de 1,50 *m* de pas. Le rendement des engrenages étant de 0,90 environ, la puissance maximum fournie à l'hélice est de 104 *ch*. On peut compter pour l'hélice sur un rendement de 0,70, ce qui fait que l'on disposera finalement d'une puissance utile de 70 à 75 *ch*.

*Poids.* — A vide l'appareil pèse 750 *kg* et en ordre de marche 1050 *kg* environ.

*Vitesse.* — La vitesse escomptée est de 100 *km/h*.

*Équilibre et stabilité.* — Le faisceau des résultantes de la Planche XXVII

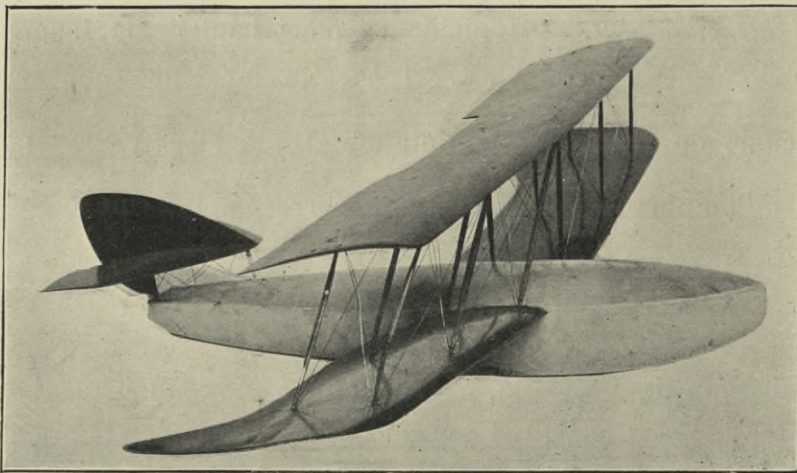


FIG. 187. — *Modèle de l'hydravion Oertz.*

montre que l'appareil sera stable pourvu que le centre de gravité soit placé au-dessous de la courbe métacentrique, c'est-à-dire un peu au-dessous du milieu de l'intervalle qui sépare les deux ailes de la voilure principale, car l'hélice a son axe dirigé dans le prolongement de l'empennage.

On augmenterait, comme on l'a vu à propos du Blériot, du Farman, du Bréguet, du Morane, etc... la stabilité en relevant l'arrière du gouvernail de profondeur et de l'empennage, mais cela déplacerait un peu en même temps le faisceau vers l'avant de l'appareil.

*Examen des régimes du vol.* — Sur la polaire logarithmique de la figure 188 qui représente nos résultats, on voit que la vitesse maximum que pourra réaliser l'appareil en utilisant toute la puissance utile disponible de 70 *ch* sera 100 *km/h*, qui est la vitesse escomptée. L'angle de vol correspondant est de 6°2 environ.

La puissance utile minimum  $AB_1$  n'est que de 48 ch, de sorte que l'excédent de puissance est de 22 ch. La vitesse maximum d'ascension

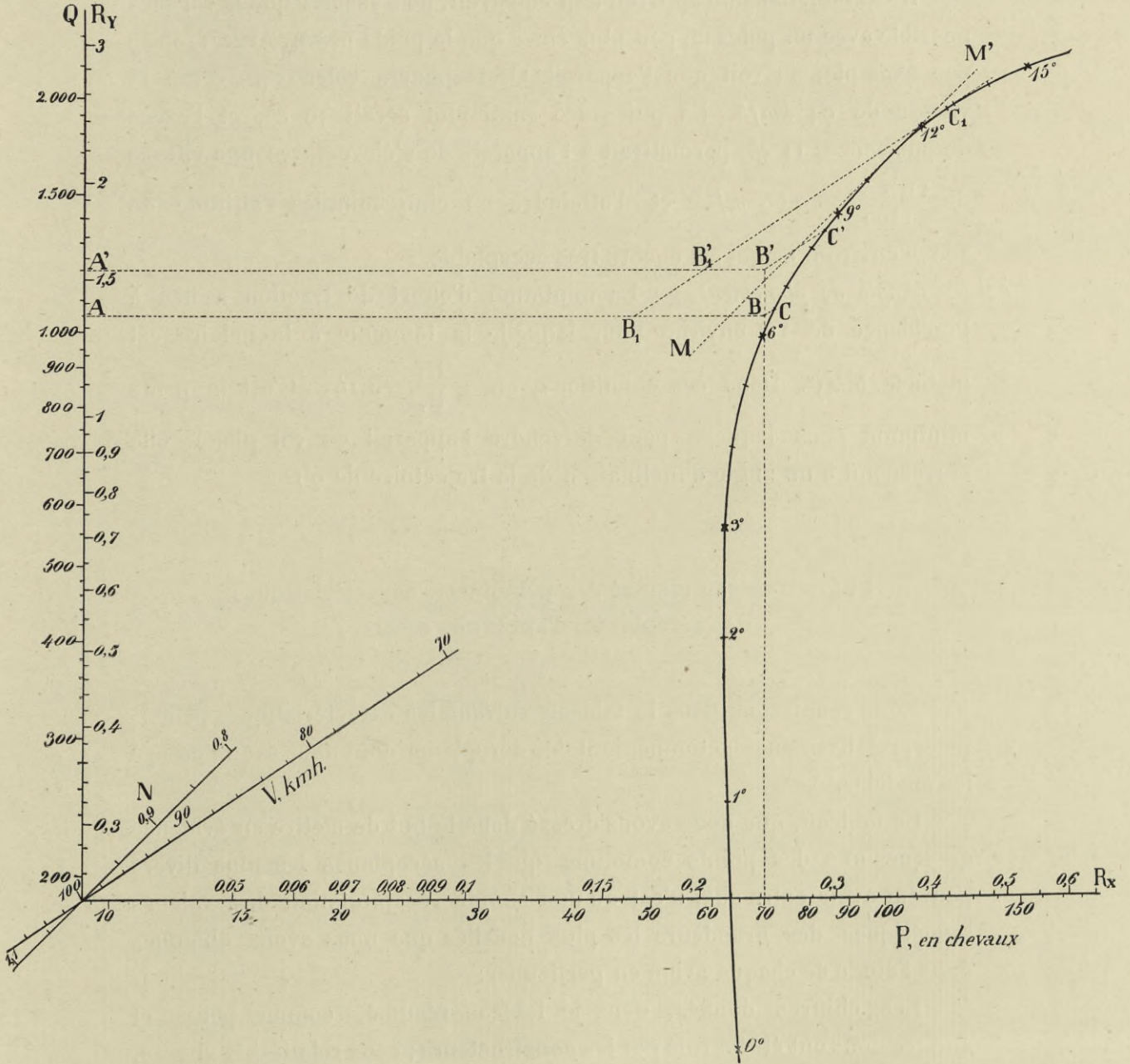


FIG. 188. — Polaire logarithmique de l'hydravion Oertz.

serait  $\frac{22 \times 75}{1050} = 1,56$  m/sec, permettant à l'appareil de s'élever de 470 m en cinq minutes.

L'angle économique est de  $12^{\circ}7$  et la vitesse correspondante de  $73 \text{ km/h}$ .

Il est bon, dans un appareil non construit, de s'assurer que le vol sera possible avec un poids un peu plus élevé que le poids prévu. Avec  $1200 \text{ kg}$  par exemple, on voit que l'appareil Oertz pourra voler vers  $8^{\circ}5$  à la vitesse de  $94 \text{ km/h}$ . La puissance minimum serait  $59 \text{ ch}$ , et l'excès de puissance,  $11 \text{ ch}$ , permettrait à l'appareil de s'élever avec une vitesse de  $\frac{11 \times 75}{1200} = 0,69 \text{ m/sec}$  et d'atteindre en cinq minutes l'altitude de  $200 \text{ m}$  environ, ce qui est encore très acceptable.

*Angle de planement.* — Le minimum d'effort de traction a lieu à l'incidence de  $11^{\circ}$  environ pour laquelle la tangente à la polaire est inclinée à  $45^{\circ}$ . Dans ces conditions, on a  $\frac{R_x}{R_y} = 0,163$ . C'est la pente minimum sous laquelle peut descendre l'appareil en vol plané; elle correspond à un angle d'inclinaison de la trajectoire de  $9^{\circ}1$ .

#### § 5. — Tableau résumé des principales caractéristiques des aéroplanes, d'après nos essais.

Nous réunissons dans le tableau suivant les caractéristiques principales, relatives au fonctionnement des aéroplanes dont nous avons essayé les modèles.

Ce tableau, que nous avons dressé dans le but de mettre en évidence quelques-uns des points communs que les aéroplanes les plus divers peuvent avoir entre eux, n'est qu'une simple récapitulation des valeurs numériques des grandeurs les plus usuelles que nous avons obtenues dans l'étude de chaque avion en particulier.

Les chiffres donnés, dans le tableau résumé, comme poids et surface nous ont été fournis par les constructeurs; ceux relatifs à la vitesse, à la puissance, au coefficient  $K_y$ , sont déduits de nos résultats d'essais de modèles. Parmi ceux-ci, les données relatives au régime de vitesse maximum en vol horizontal, qui dépendent essentiellement de l'excès de puissance motrice installée à bord, sont moins intéressantes que celles relatives au régime économique, pour lequel la puissance absorbée par

TABLEAU RÉSUMÉ DES PRINCIPALES CARACTÉRISTIQUES DE VOL, DÉDUITES DE NOS ESSAIS DE MODÈLES D'AÉROPLANES.

NOM DU CONSTRUCTEUR ET TYPE DE L'APPAREIL	POIDS TOTAL $\bar{Q}$ EN kg	SURFACE PORTANTE (voilure principale) S en m <sup>2</sup>	CHARGE ALAIRE Q/S en kg/m <sup>2</sup>	RÉGIME DE VITESSE MAXIMUM en vol horizontal			RÉGIME ÉCONOMIQUE				$\frac{H}{R}$ MINIMUM		
				Vitesse maximum calculée d'après nos essais en m/sec en km/h	Portance $K_p$ (m, kg, sec)	Puissance utile P en chevaux	Vitesse économique d'après nos essais en m/sec en km/h	Portance $K_y$ (m, kg, sec)	Puissance minimum en chevaux	100 P minimum par 100 kg de poids transportés en chevaux			
<i>Monoplans ordinaires.</i>													
Drzewiecki (monoplace) . . . . .	715	26,0	27,4	29,5	106	0,031	50	25,5	92	0,042	43	6,0	0,162
Blard (monoplace) . . . . .	480	20,0	24,0	27,5	99	0,032	35	21,1	76	0,054	26	5,4	0,183
Blériot ( — ) . . . . .	400	15,2	26,4	26,7	96	0,038	35	20,6	74	0,062	23	5,8	0,200
Morane-Saulnier (monoplace) . . . . .	475	16,0	29,7	32,2	116	0,029	50	20,6	74	0,070	23	4,9	0,170
— (biplace) . . . . .	550	16,0	34,4	26,7	96	0,041	32	20,6	74		23		
Paris . . . . .	500	16,0	31,2	31,6	114	0,034	50	22,2	80	0,069	29	5,3	0,118
Tatin (monoplace) . . . . .	180	9,0	20,0	30,0	108	0,035	36	21,9	79	0,065	19	3,8	0,132
Bristol ( — ) . . . . .	800	30,0	26,6	22,8	82	0,038	7,5	19,4	70	0,053	6,5	3,6	0,162
				32,8	118	0,025	70	24,4	88	0,044	44	5,5	
<i>Biplans ordinaires.</i>													
Dorand 1909 (monoplace) . . . . .	770	45,0	17,1	19,4	70	0,045	42	16,7	60	0,061	37	4,8	0,205
M. Farman (monoplace) . . . . .	730	49,0	15,0	20,5	74	0,036	50	15,3	55	0,064	35	4,8	0,228
— (biplace) . . . . .	800	49,0	16,3	20,0	72	0,041	50	15,8	57	0,065	40	5,0	
Bréguet (biplace) . . . . .	900	36,0	25,0	26,0	93,5	0,037	49	19,4	70	0,066	36	4,0	0,142
— (triplace) . . . . .	1.080	36,0	30,0	27,0	97	0,041	58	21,6	78	0,064	48	4,4	
<i>Hydrons.</i>													
Collieux-Jeanson (double biplan) . . . . .	3.600	115,5	31,3	26,6	96	0,044	275	22,8	82	0,060	225	6,2	0,195
Bréguet « La Marseillaise » (monoplan) . . . . .	1.300	32,0	40,6	34,7	125	0,034	80	26,4	95	0,058	60	4,6	0,125
Nieuport (biplace monoplan) . . . . .	850	22,5	37,8	28,1	101	0,048	60	22,0	79	0,078	42	4,9	0,167
Pateras Pescara (monoplan) . . . . .	2.800	72,0	39,0	30,0	108	0,043	200	23,0	83	0,074	152	5,4	0,172
Alvarez et de Condé (monoplan) . . . . .	600	26,5	22,7	27,0	97	0,031	35	19,4	70	0,060	24	4,0	0,143
Max Oertz (biplan) . . . . .	1.050	42,0	25,0	27,8	100	0,032	70	20,5	74	0,060	48	4,6	0,163

chaque avion est minimum (voir p. 67). La puissance économique ne dépend que du poids enlevé et de la forme et de la grandeur de l'aéroplane ; le rapport  $\frac{R_x}{R_y}$  minimum que nous donnons aussi ne dépend plus que de la forme : il peut donc convenir pour caractériser l'avion, au moins en tant que planeur.

Les appareils contenus dans ce tableau ont tous été construits sauf les monoplans « Paris » et « Tatin ». Nous les avons groupés en trois catégories : les monoplans ordinaires, les biplans ordinaires et les hydravions. On remarquera que tous les appareils de ce tableau sont des appareils de type courant et non des appareils de record : les chiffres que nous donnons sont donc des moyennes propres à guider dans des avant-projets d'appareils ordinaires.

Les chiffres du tableau donnent lieu à quelques remarques intéressantes :

a) *Monoplans ordinaires.* — Si l'on excepte les deux monoplans « Paris » et « Tatin » qui n'ont pas été construits, on voit que les charges par  $m^2$  de voilure varient de 25 à 35 *kg* environ, et les portances  $K_y$ , pour la vitesse horizontale maximum, de 0,025 à 0,040. Au régime économique, ces dernières varient de 0,040 à 0,070, de telle sorte que les valeurs de  $K_y$  finalement utilisées vont de 0,025 à 0,070.

Les vitesses maxima sont comprises entre 95 et 120 *km/h*, et les vitesses économiques entre 70 et 90 *km/h*.

La puissance minimum par 100 *kg* de poids transporté varie entre 5 et 6 *ch* : adoptons ce dernier chiffre. Dans un projet d'aéroplane, il faut ajouter à cette puissance 2 *ch* utiles environ par 100 *kg* pour permettre la montée (1), de telle sorte que la puissance utile absorbée par un appareil est en moyenne de 8 *ch* par 100 *kg* de poids transporté. En comptant sur un rendement d'hélice de 0,70, on arrive à une puissance motrice de  $\frac{8}{0,70} = 11$  *ch* environ. Pour un appareil de 900 *kg*, on est ainsi amené à prévoir un moteur de 100 *ch* en nombre rond, et pour un appareil de 450 *kg*, un moteur de 50 *ch*.

En adoptant un avion du type « Paris », on gagnerait 2,5 *ch* utiles,

(1) Deux chevaux utiles par 100 *kg* permettent une vitesse d'ascension de  $\frac{2 \times 75}{100} = 1,50$  *m/sec*.

La hauteur atteinte en cinq minutes avec cette vitesse est de 450 *m*.

c'est-à-dire 3,5 *ch* de puissance motrice, soit 30 p. 100, par 100 *kg* de poids transporté. L'économie réalisée sur un appareil de 1.000 *kg* ne serait pas moindre de 35 *ch*.

Parmi les appareils construits, le rapport  $\frac{R_x}{R_y}$  minimum varie de 0,16 à 0,20. Un appareil du type « Paris » présenterait à ce point de vue un grand progrès, car son rapport  $\frac{R_x}{R_y}$  s'abaisse à 0,12 environ.

b) *Biplans ordinaires*. — Pour les trois biplans que nous avons essayés, les charges alaires varient de 15 *kg* pour le « M. Farman », à 30 *kg* pour le « Bréguet ». Les coefficients  $K_y$  utilisés oscillent dans des limites un peu plus étroites que pour les monoplans : de 0,035 à 0,065.

La puissance minimum utile par 100 *kg* de poids transporté varie de 4 à 5 *ch*. Elle est donc plus faible que pour les monoplans. Ceci peut surprendre et mérite quelques explications.

Nous verrons dans la note complémentaire II que si on désigne par  $Q$  le poids d'un aéroplane, par  $P$  la puissance utile, par  $S$  la surface des ailes et  $s$  la surface nuisible, on a :

$$\frac{P}{Q} = \sqrt{\frac{Q}{S}} \times \frac{1}{\sqrt{K_y}} \left[ \frac{K_x}{K_y} + \frac{0,08 s}{K_y} \right]$$

On voit que  $\frac{P}{Q}$  sera d'autant moindre que  $\frac{Q}{S}$  sera plus petit. Cela explique pourquoi les biplans « Dorand » et « M. Farman », dont la charge alaire n'est que de 15 à 17 *kg/m*<sup>2</sup>, présentent l'avantage d'avoir une si faible valeur comme puissance minimum par 100 *kg*.

Pour le biplan « Bréguet », au contraire, qui est aussi chargé qu'un monoplan, la faible valeur du rapport  $\frac{P}{Q}$  doit tenir à ce que le terme entre crochets, de la formule ci-dessus, est très petit ; ce biplan est en effet caractérisé par un très faible  $\frac{K_x}{K_y}$ , c'est-à-dire par une surface nuisible relativement très petite.

En résumé, en prévoyant pour les biplans, 10 *ch* de puissance motrice par 100 *kg* de poids transporté, il semble que l'on soit dans de bonnes conditions.



c) *Hydravions*. — Les hydravions ont en général des charges unitaires élevées : un des plus connus, le « Nieuport », porte 38 *kg* par  $m^2$ . Deux de nos modèles sont relatifs à de très gros appareils : le « Colliex-Jeanson » et le « Pateras Pescara » : leur puissance minimum par 100 *kg* de poids transporté varie, comme pour les monoplans ordinaires, entre 5 et 6 *ch*.

Ceux qui exigent la plus faible puissance sont les appareils à coque fuselage : « Bréguet-Marseillaise », « Alvarez et de Condé », « Oertz », dont la puissance minimum par 100 *kg* ne dépasse pas 4,6 *ch*, et dont on peut, comme pour les biplans, prévoir la puissance motrice à raison de 10 *ch* par 100 *kg* de poids transporté.

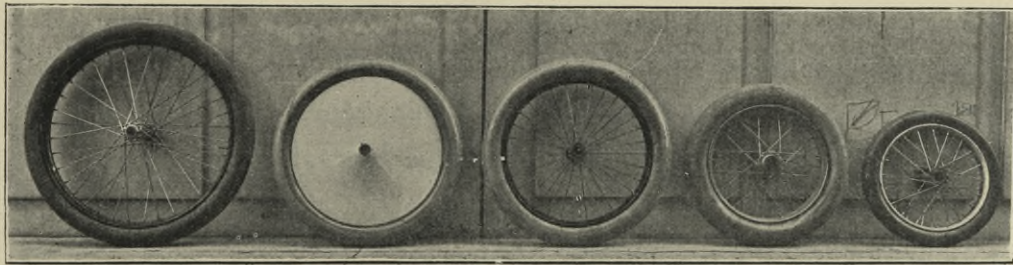
---

# CHAPITRE VII

## ACCESSOIRES DES AÉROPLANES

### § 1. — Roues des trains d'atterrissage.

Nous avons procédé à l'essai des cinq roues représentées figure 189, en les exposant de manière que leur plan de symétrie perpendiculaire à l'axe fût parallèle au vent; ce sont les roues Deperdussin, Farman,



Deperdussin

Farman

Dorand

Astra-Wright

FIG. 189. — Roues des trains d'atterrissage.

Dorand et Astra-Wright. Les deux roues Farman sont identiques, à l'entoilage près. Les essais faits à des vitesses variant de 20 *m* à 30 *m*, ont montré que la résistance unitaire diminuait un peu à mesure qu'augmentait la vitesse d'essai. On trouvera dans l'Atlas tous les résultats. Le tableau suivant résume les coefficients  $K_x$  de ces roues, donnés par les essais faits à 25 *m/sec*; pour calculer  $K_x$  nous avons pris comme surface le produit du diamètre extérieur de la roue par la largeur du pneumatique. Nous avons également joint à ce tableau une colonne contenant la résistance de la roue à 25 *m/sec*.

TABLEAU I. — RÉSISTANCES A L'AVANCEMENT DES ROUES.

NATURE DES ROUES	SURFACE ADOPTÉE pour le calcul des coefficients	COEFFICIENTS $K_x$	RÉSISTANCE de la roue à 25 <i>m/sec</i>
Deperdussin . . . . .	$0,725 \times 0,065 = 0,0470 \text{ m}^2$	0,060	1.760 <i>kg</i>
Farman non entoilée . .	$0,610 \times 0,077 = 0,0470$	0,065	1,900
— entoilée. . . . .	$0,610 \times 0,077 = 0,0470$	0,032	0,940
Dorand. . . . .	$0,530 \times 0,080 = 0,0424$	0,044	1,165
Astra-Wright . . . . .	$0,450 \times 0,053 = 0,0238$	0,052	0,575

Ce tableau montre que le coefficient des roues non entoilées varie dans des limites assez élevées : depuis 0,044 pour la roue Dorand jusqu'à 0,065 pour la roue Farman. Par ordre des résistances croissantes, les roues non entoilées sont rangées dans l'ordre suivant : Astra-Wright, Dorand, Deperdussin et Farman.

L'entoilage joue un rôle des plus importants, puisqu'il réduit de 50 p. 100 la résistance de la roue Farman et abaisse son coefficient  $K_x$  à 0,032, le rendant très voisin du coefficient 0,030 relatif à un cylindre très plat à bases parallèles au vent (voir p. 94). Il est probable que les autres roues entoilées auraient un même coefficient voisin de 0,030.

Un exemple montrera d'une façon concrète quel intérêt on peut avoir à entoilier les roues. Un appareil a généralement 4 roues à son train d'atterrissage. A 25 *m/sec*, des roues, telles que les roues Farman, présenteraient une résistance de  $1 \text{ kg } 900 \times 4 = 7,600 \text{ kg}$ ; en les entoilant leur résistance deviendrait  $0,940 \times 4 = 3,760 \text{ kg}$  et à vitesse égale on réduirait ainsi la résistance totale de l'appareil de 3,84 *kg*. En admettant pour l'appareil un rapport  $\frac{R_x}{R_y} = 0,15$ , l'entoilage des roues lui permettrait donc à puissance et vitesse égales d'emporter une surcharge de  $\frac{3,84}{0,15} = 25 \text{ kg}$  environ représentant par exemple un supplément de 35 litres d'essence. Pour un appareil se déplaçant à 30 *m/sec*, un calcul analogue montrerait que le supplément d'essence que l'on pourrait emporter serait de 50 litres environ.

## § 2. — Flotteurs.

Nous avons essayé, au point de vue des résistances qu'ils offrent à l'air, deux types de flotteurs : le type Fabre et le type dit en catamaran.

*Flotteur Fabre.* — Ce flotteur (fig. 190) dérive des bateaux glisseurs à fond plat. Il attaque l'eau par une surface de grande envergure ; le modèle que nous avons essayé est une réduction au  $\frac{1}{5}$  du flotteur principal des hydravions REP. Il a en plan une forme rectangulaire de

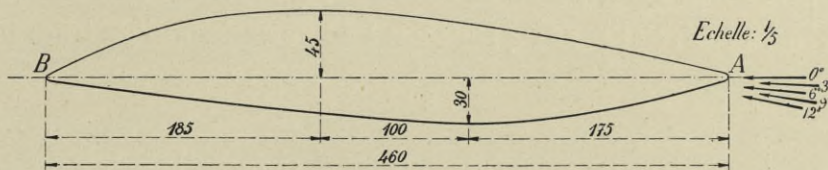


FIG. 190. — Modèle du flotteur Fabre.

$0,60 \times 0,46$  cm. Le tableau II contient les composantes  $R_x$  et  $R_y$  ramenées à  $10$  m/sec.

TABLEAU II. — RÉSULTATS DES ESSAIS SUR LE FLOTTEUR FABRE.

ÉLÉMENTS DE LA RÉSUŁTANTE	INCIDENCES $i$ DE LA LIGNE AB SUR LE VENT				
	0°	3°	6°	9°	12°
$R_x$ (gr/10 m/sec) . . . . .	31	34	49,5	85,5	128,5
$R_y$ (gr/10 m/sec) . . . . .	64	171	304	507	680
$\frac{R_x}{R_y}$ . . . . .	0,485	0,200	0,163	0,160	0,189

D'après les données du constructeur, la ligne AB fait, en vol, un angle de  $6^\circ$  environ avec la direction de la vitesse relative. A cette incidence, nos mesures ont donné :

$$R_y = 0,304 \text{ kg} \qquad \frac{R_x}{R_y} = 0,163.$$

Dans la réalité, sur un appareil faisant  $100$  km/h  $= 27,8$  m/sec, la

sustentation due à la vitesse serait donc pour un flotteur 5 fois plus grand que celui essayé :

$$0,304 \times 5^2 \times \left(\frac{27,8}{10}\right)^2 = 58,5 \text{ kg.}$$

Ce flotteur pèse environ 105 kg; la sustentation propre du flotteur équilibre les  $\frac{58,5}{105} = 0,56$ , soit plus de la moitié de son poids.

La résistance à l'avancement est de :

$$58,5 \times 0,163 = 9,55 \text{ kg.}$$

A ce point de vue, le flotteur est équivalent à un plan normal de  $\frac{9,55}{0,08 \times 27,8^2} = 0,155 \text{ m}^2$ , soit à un carré de 0,40 m de côté.

Le poids non sustenté et la résistance à l'avancement sont un peu supérieurs à ceux relatifs aux 4 roues et à leurs essieux d'un train d'atterrissage habituel.

*Flotteurs en catamaran.* — Ce sont des flotteurs allongés dans le sens du mouvement et présentant, contrairement aux flotteurs Fabre, un bord d'attaque assez étroit. On les dispose généralement par deux, de part et d'autre du plan de symétrie. Quand l'appareil repose sur l'eau, leur grande longueur contribue à lui donner une bonne stabilité longitudinale, mais, par contre, elle contrarie les virages que le pilote peut avoir à faire. Il est vrai que l'on peut placer à l'arrière de ces flotteurs de petits gouvernails pour corriger cet inconvénient. La sustentation dynamique est, à surface immergée égale, moins forte que pour le flotteur Fabre,

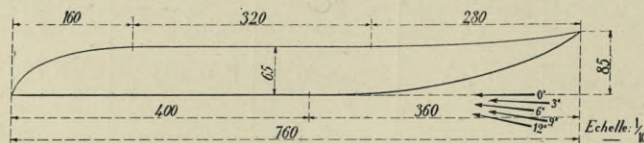


FIG. 191. — Flotteur Tellier, en catamaran.

puisqu'ils présentent moins d'envergure; comme on les dispose par deux, assez écartés l'un de l'autre, ils ont aussi l'inconvénient de rencontrer les vagues à des hauteurs différentes.

Nous avons essayé, sur la demande de M. Bréguet, deux flotteurs de

ce type : l'un est un flotteur Tellier et l'autre un flotteur en forme de barque à fond plat et qui est construit par M. Bréguet.

Le premier (fig. 191) avait comme dimensions principales : longueur : 0,760 m; envergure : 0,138 m; hauteur : 0,085 m. Les résultats d'essais ramenés à 10 m/sec sont résumés dans le tableau III.

TABLEAU III. — RÉSULTATS DES ESSAIS SUR LE FLOTTEUR TELLIER.

ÉLÉMENTS DE LA RÉSU <span style="font-size: small;">LTANTE</span>	INCIDENCES $i$ DE LA PARTIE PLATE INFÉRIEURE				
	0°	3°	6°	9°	12°
$R_x$ (gr/10 m/sec). . . . .	25,5	34	44	58	76
$R_y$ (gr/10 m/sec). . . . .	39	62	85	110 5	140
$\frac{R_x}{R_y}$ . . . . .	0,655	0,550	0,520	0,525	0,542

A 6° d'inclinaison et 100 km/h = 27,8 m/sec, les réactions sur le flotteur en grandeur, qui est 5 fois plus grand, seront :

$$R_y = 0,085 \times 5^3 \times \left(\frac{27,8}{10}\right)^2 = 11,3 \text{ kg.}$$

$$R_x = 11,3 \times 0,52 = 5,9 \text{ kg.}$$

Un tel flotteur pèse environ 55 kg, de telle sorte que le poids non sustenté est de 44 kg, c'est-à-dire pour deux flotteurs : 88 kg. Au point de

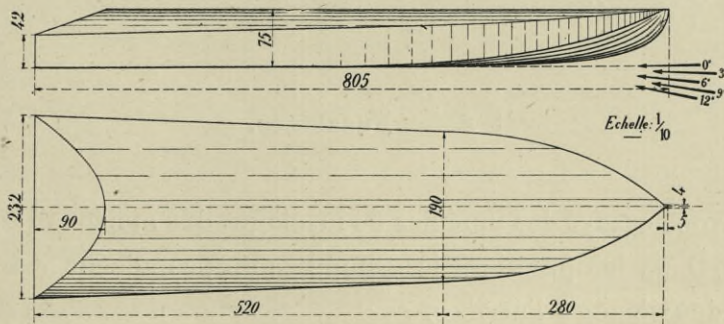


FIG. 192. — Flotteur Bréguet.

vue de la résistance de l'air, ce flotteur est donc moins avantageux que le flotteur Fabre.

Le second flotteur en catamaran est représenté figure 192. Il a l'aspect

d'un canot dont le dessous est plat à l'arrière et un peu relevé à l'avant : la poupe est un peu fuyante. Les dimensions du modèle au  $\frac{1}{5}$  sont les suivantes : longueur : 0,805 m ; largeur à l'arrière : 0,232 m ; hauteur : 0,075 m.

Les résultats des essais sont contenus dans le tableau IV.

TABLEAU IV. — RÉSULTATS DES ESSAIS SUR LE FLOTTEUR BRÉGUET.

ÉLÉMENTS DE LA RÉSUÉTANTE	INCIDENCES $i$				
	0°	3°	6°	9°	12°
$R_x$ (gr/10 m/sec) . . .	28,5	39,2	51,5	69,2	93
$R_y$ (gr/10 m/sec) . . .	38,5	86,5	134,5	193,5	253
$\frac{R_x}{R_y}$ . . . . .	0,740	0,454	0,384	0,358	0,368

Au point de vue aérodynamique, ce flotteur est meilleur que le précédent. A 6° par exemple, on a en effet un meilleur rapport  $\frac{R_x}{R_y}$  ; pour cette incidence et 100 km/h, les réactions sur le flotteur en grandeur sont :

$$R_y = 0,1345 \times 5^2 \times \left(\frac{27,8}{10}\right)^2 = 26 \text{ kg.}$$

$$R_x = 26 \times 0,384 = 10 \text{ kg.}$$

Comme un tel flotteur pèse environ 70 kg, on voit que le poids non sustenté est de 44 kg.

### § 3. — Fuselages.

Nous avons essayé des modèles de fuselages des maisons Deperdussin et Farman. Dans les premiers le groupe moto-propulseur est à l'avant et dans les deuxièmes à l'arrière.

*Fuselages Deperdussin.* — Ces fuselages sont du type dit « mono-coque » ; ils sont représentés figure 193. Les deux modèles étaient au  $\frac{1}{5}$  ; ils avaient une même longueur de 0,895 m et des maîtres couples un peu différents ; le plus petit (fuselage I) avait un diamètre de 0,16 m et le

plus gros (fuselage II) de 0,17 m. Dans le premier, le moteur Gnôme, monté en porte à faux, est protégé partiellement sur sa partie supérieure par un capot en tôle; dans le second, le moteur est monté entre deux flasques et est enveloppé complètement dans un capot en tôle percé de trous permettant le passage de l'air qui refroidit les cylindres.

Nous avons fait une série d'essais comparatifs de ces deux fuselages, prévus pour le concours de la Coupe Gordon-Bennet 1912, en enlevant

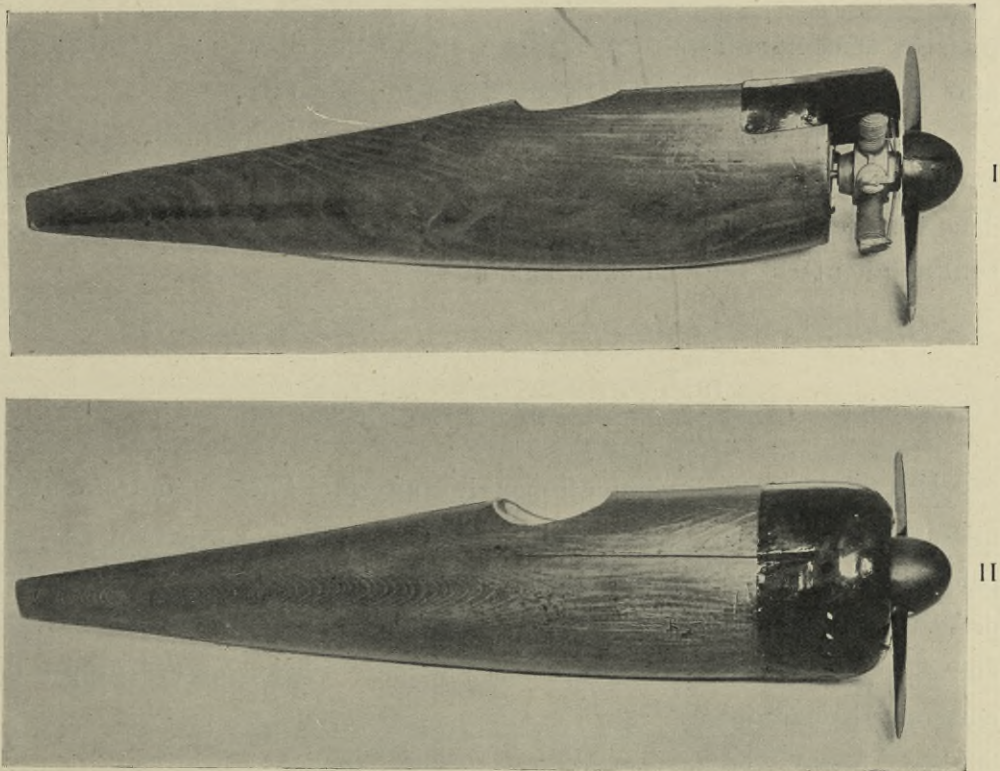


FIG. 193. -- Modèles des fuselages Deperdussin.

l'hélice, puis en laissant l'hélice fonctionner en moulin à vent et entraîner le moteur. Les essais ont été faits aux vitesses de 25 et 28 m/sec. Les résistances sont entre elles comme les carrés des vitesses. Les chiffres que nous donnerons ci-dessous sont relatifs à 28 m/sec = 100 km/h environ.

1° *Modèles sans hélice.* Les résultats sont les suivants :

FUSELAGES	RÉSISTANCES A 28 m/sec
I . . . . .	0,447 kg
II . . . . .	0,377



Les surfaces nuisibles équivalentes sont, en adoptant le coefficient de 0,08 relatif aux plans normaux :

$$\frac{0,447}{0,08 \times 28^2} = 0,0071 \text{ m}^2$$

pour le premier modèle de fuselage, et :

$$\frac{0,377}{0,08 \times 28^2} = 0,0060 \text{ m}^2$$

pour le deuxième. Sur l'appareil en grandeur, elles sont  $5^2 = 25$  fois plus grandes et égales respectivement à 0,178 et 0,150 m<sup>2</sup>.

2° *Modèles avec hélice entraînant le moteur.* Quand l'hélice agissant en moulin à vent, entraîne le moteur, ce qui est le cas par exemple dans une descente en vol plané, moteur éteint et non calé, les résistances sont augmentées. On a en effet dans nos essais :

FUSELAGES	RÉSISTANCES A 28 m/sec
I . . . . .	1,290 kg
II . . . . .	0,870

Ces résultats s'expliquent par le fait que l'hélice entraînant le moteur, qui fait frein à cause de la résistance de l'air, exerce sur l'axe de celui-ci une poussée dirigée suivant le sens du courant d'air, c'est-à-dire dans un sens opposé à la traction que l'hélice exerce quand elle est entraînée par le moteur. Cette poussée s'ajoute à la résistance propre du corps de l'appareil.

*Fuselages Farman.* — La maison Farman nous a proposé l'essai des trois modèles de fuselages représentés figure 194.

L'échelle des modèles était le  $\frac{1}{10}$ ; ils ont été essayés avec les personnages qui figurent sur les dessins, mais sans les hélices.

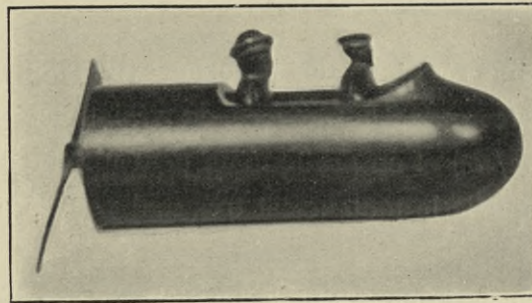
Le fuselage I est une coque cylindrique ayant 0,30 m de longueur et 0,095 m de diamètre.

Le fuselage II est une coque ovoïde ayant 0,30 m de longueur et 0,090 m de diamètre au maître couple.

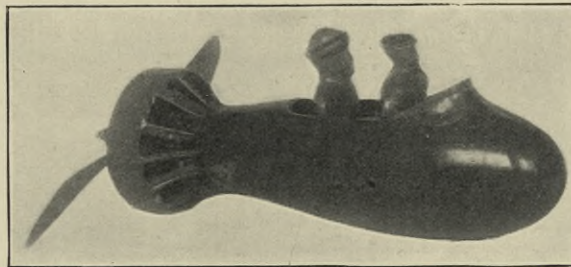
Le fuselage III est une coque forme bateau ayant également 0,30 m de longueur et 0,070 × 0,070 au maître couple.

Pour ces trois fuselages, le moteur est à l'arrière; dans le premier il est complètement dissimulé; il est moins abrité dans le deuxième et très découvert dans le troisième.

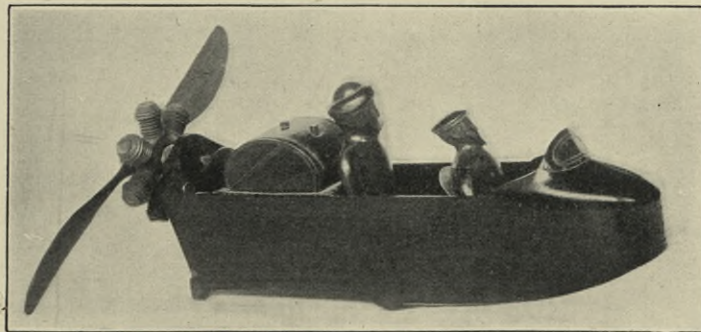
Les résultats des essais ramenés à 10 *m/sec* sont résumés dans le



I



II



III

FIG. 194. — Modèles des fuselages Farman.

tableau suivant qui contient également les surfaces nuisibles équivalentes, en adoptant pour le plan normal un coefficient  $K = 0,08$ .

NATURE DES COQUES	RÉSISTANCE A 10 <i>m/sec</i>	SURFACE NUISIBLE équivalente
I. Coque cylindrique . . . . .	14,8 <i>gr</i>	0,00185 <i>m</i> <sup>2</sup>
II. Coque ovoïde . . . . .	18,4	0,00230
III. Coque forme bateau . . . . .	20,3	0,00254

Pour l'appareil en grandeur, les surfaces nuisibles seraient respectivement : 0,185, 0,230, 0,254  $m^2$ , et les résistances qu'elles offriraient à 25  $m/sec$  :

$$0,08 \times 0,185 \times \overline{25^2} = 9,2 \text{ kg}$$

$$0,08 \times 0,230 \times \overline{25^2} = 11,5$$

$$0,08 \times 0,254 \times \overline{25^2} = 12,7$$

La forme la moins résistante est la forme cylindrique et celle qui l'est le plus la forme bateau; les différences de résistance ne sont pas très grandes (3  $kg$  à 25  $m/sec$ ) et en pratique on peut fort bien rejeter la coque cylindrique avec laquelle le moteur est très mal ventilé pour adopter une des deux autres.

Remarquons, en terminant, que le meilleur de ces fuselages équivaut à une surface nuisible de 0,185  $m^2$ , un peu plus élevée que les surfaces nuisibles de 0,178 et 0,150  $m^2$  des fuselages Deperdussin.

---

# CHAPITRE VIII

## DIRIGEABLES

---

L'étude des formes de dirigeables s'impose avec d'autant plus de nécessité que les besoins des armées entraînent la construction de dirigeables de 20.000  $m^3$  et plus, se déplaçant à des vitesses de 70 à 80  $km/h$ . Les pressions dues à la vitesse, qui agissent sur l'enveloppe, notamment à la pointe avant qu'elles tendent à refouler, deviennent alors très importantes, et il y a un grand intérêt à les connaître, surtout pour les ballons souples, où elles ne peuvent être combattues que par la surpression intérieure de l'hydrogène.

Les carènes pour dirigeables ont été étudiées jusqu'ici plus particulièrement au laboratoire de Göttingen (1) et à celui de Rome (Brigata Specialisti). Nous avons fait de notre côté, sur des modèles français, des expériences que nous allons exposer sommairement, et qui se rapportent à la mesure des pressions extérieures dues à la vitesse et à celle des efforts totaux sur les modèles complets ou réduits à la carène seule.

### § 1 — Nouveau dirigeable « Clément-Bayard ».

Nous commencerons par l'étude du modèle que nous avons expérimenté avec le plus de détails. Ce modèle, qui nous avait été fourni par la maison Clément-Bayard, était la réduction au  $\frac{1}{75}$  d'un dirigeable de 18.000  $m^3$  en avant-projet (2).

(1) On trouvera plus loin une note résumant, au point de vue pratique, l'important travail de M. Georg Fuhrmann (voir Note complémentaire III).

(2) Le dirigeable définitif, en construction, sera un peu plus grand, car il cubera

Le modèle en bois poli avait une longueur de  $1,468\text{ m}$  et un diamètre maximum de  $0,206\text{ m}$ ; il est représenté figure 195. Les deux extrémités se terminent en pointe, mais celle d'avant est beaucoup plus obtuse que

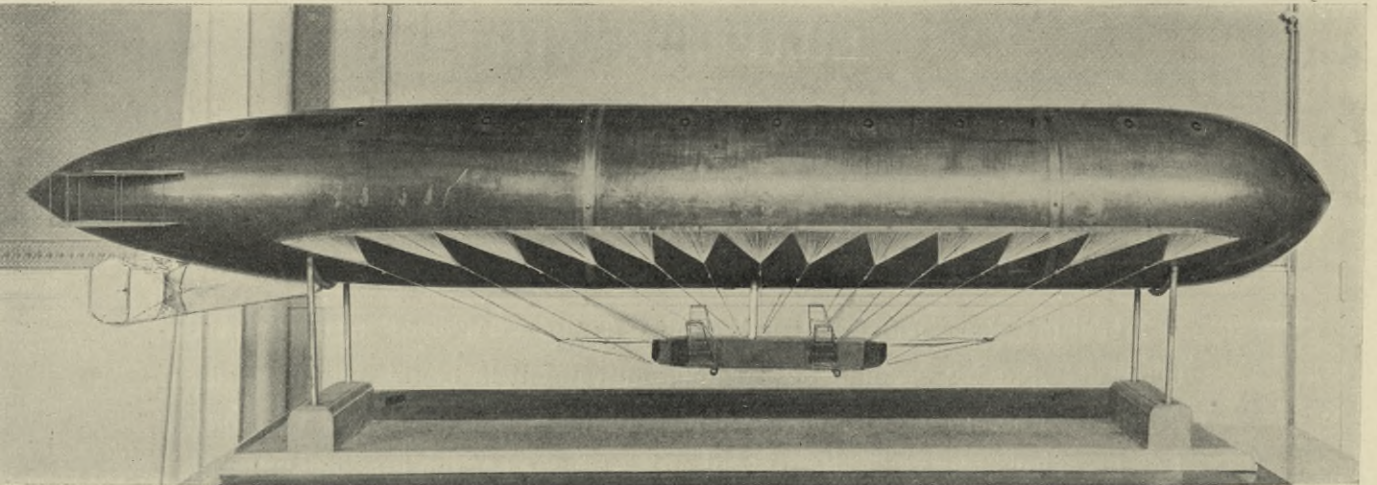


FIG. 195. — Modèle du dirigeable « Clément-Bayard ».

celle d'arrière. La partie intermédiaire est cylindrique et occupe presque la moitié de la longueur (1).

*Distribution des pressions extérieures sur la carène nue.* — Le mode de mesure employé a été le suivant : sur le long d'une méridienne, on perce 18 orifices munis de tubulures soudées sur un tube central (fig. 196), lequel est en communication avec le manomètre; ces soudures sont assez soigneusement faites pour que tout le système tubulaire soit parfaitement étanche, ce dont on s'assure préalablement. Pour faire une mesure, on

$21.500\text{ m}^3$ ; on escompte qu'il réalisera une vitesse de  $80\text{ km/h}$ . Il présentera, entre autres, les caractéristiques suivantes :

Poids mort (enveloppe, nacelle, moteurs, hélices, etc.),  $12.000\text{ kg}$  environ.

Poids utile (équipage de quinze hommes environ, essence et huile pour 20 heures, lest, armement, poste de T.S.F.),  $11.000\text{ kg}$  environ.

La puissance installée à bord sera de  $800$  à  $1.000\text{ ch}$ ; elle sera fournie par quatre moteurs Clément Bayard de  $200$  à  $250\text{ ch}$ .

Les hélices propulsives seront à pas variable, au gré du pilote, même pendant la marche; on pourra ainsi faire marche en arrière sans toucher aux moteurs et arrêter le ballon au-dessus de son point d'atterrissage. Une hélice sustentatrice horizontale permettra de plus soit d'opérer des mouvements de montée, soit de régler la descente sans que l'on ait besoin de recourir au guide-rope.

(1) Les proportions en nombres ronds sont : partie avant 15 p. 100, partie intermédiaire 45 p. 100, partie arrière 40 p. 100.

suspend la carène dans le vent, après avoir obturé toutes les tubulures par des bouchons filetés en cuivre, affleurant exactement la surface. On remplace, au point où l'on veut opérer la mesure, le bouchon par un autre percé suivant son axe d'un petit trou de  $1/2 \text{ mm}$  de diamètre. La pression en ce point se transmet par le petit trou au tube central et de là au manomètre.

Les expériences ont été faites aux vitesses de 10, 18 et 25  $m/sec$ ; les pressions restent, dans ces limites, proportionnelles au carré de la vitesse. Nous les avons exprimées en  $mm$  d'eau ou  $kg$  par  $m^2$  et rapportées à la vitesse uniforme de 20  $m/sec$ . Les courbes de répartition des pressions ont été établies pour les inclinaisons de 0 p. 100, 7,5 p. 100, 15 p. 100,

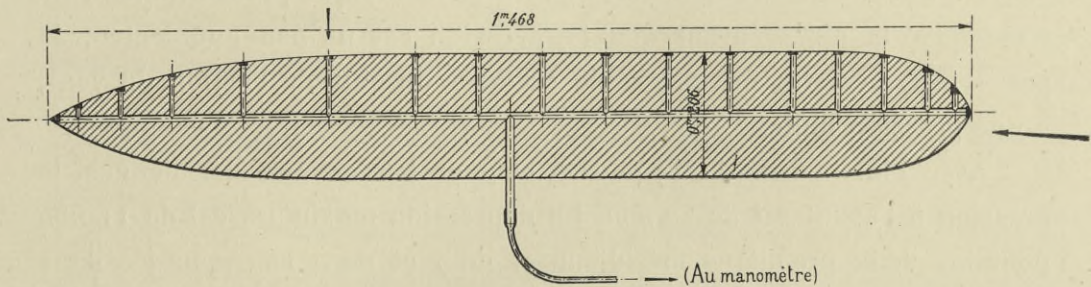


FIG. 196. — Vue des tubulures transmettant les pressions sur le modèle du « Clément-Bayard »,

et 25 p. 100, de l'axe de la carène sur le vent. Elles sont représentées planche XXVIII.

Pour la première inclinaison (ballon horizontal), nous n'avons eu à étudier qu'une seule méridienne, mais pour les trois autres, nous avons fait des mesures le long de quatre méridiennes, repérées suivant les angles  $0^\circ$ ,  $60^\circ$ ,  $120^\circ$  et  $180^\circ$ . Les méridiennes  $0^\circ$  et  $180^\circ$  sont respectivement la plus haute et la plus basse du modèle quand il est incliné. Cela donne lieu à 13 courbes différentes que l'on obtient avec le même système tubulaire, en faisant simplement tourner le modèle dans les colliers de suspension de  $60^\circ$ ,  $120^\circ$  et  $180^\circ$  à partir de l'angle  $0^\circ$ .

En considérant d'abord le cas du ballon horizontal (Pl. XXVIII), la courbe montre que la pression est maximum à la pointe avant, où elle s'élève à 22  $mm$  et diffère très peu de la pression génératrice de la vitesse de 20  $m/sec$ , donnée par la formule pratique  $V = 4\sqrt{h}$  pour 15° et 760  $mm$  :

$$h = \frac{V^2}{16} = \frac{20^2}{16} = 25 \text{ mm.}$$

Elle diminue rapidement et se transforme en une dépression ou succion, dont le maximum est de 8 *mm*. Cette dépression règne sur une région très limitée, et elle tombe rapidement à 0 en se relevant un peu dans le voisinage de l'arrière. A la pointe arrière, il y a de nouveau une surpression, mais elle n'est que de 6 *mm*.

En somme, sauf dans les régions situées au voisinage immédiat des pointes avant et arrière, la carène n'est soumise qu'à des succions.

Pour l'inclinaison de 7,5 p. 100, les courbes des méridiennes à 0°, 60°, 120° et 180° montrent que la pression à la pointe avant est de 25 *mm* environ. La dépression maximum est de 10 *mm* à 0° et 60°; elle est de 8 *mm* à 120° et de 6 *mm* à 180°.

L'allure des courbes reste toujours la même que précédemment. Ce n'est qu'à la pointe avant que la pression est un peu augmentée, la partie intermédiaire du dirigeable restant, du fait de l'action du vent, à une pression nulle.

Avec l'inclinaison de 15 p. 100, et pour les mêmes méridiennes, la pression à l'avant est de 20 *mm*. La dépression maximum est de 11 *mm* pour les deux premières méridiennes, de 7 et de 4 *mm* pour les deux autres. L'allure générale de la courbe a un peu changé en ce que les dépressions qui se manifestent à l'arrière sont plus importantes et plus étendues, surtout pour la méridienne de 120° où elles atteignent 9 *mm*.

Avec l'inclinaison de 25 p. 100, la pression au sommet est encore de 20 *mm*, mais la dépression atteint 13 *mm*; la courbe a du reste la même allure que celle relative à l'inclinaison de 15 p. 100.

En résumé, c'est pour l'inclinaison de 7,5 p. 100 que la pression sur la pointe avant est la plus élevée. Elle est alors égale à la hauteur génératrice de la vitesse, soit à 25 *mm* pour une vitesse de 20 *m/sec*. La pression intérieure du ballon au voisinage de la pointe avant ne devra donc pas être inférieure à cette valeur, pour éviter la déformation. Pour la sécurité, il sera bon de prendre comme valeur de la surpression à donner au gaz intérieur, à la pointe avant, celle de 30 *mm* environ.

Outre les tensions dues aux suspentes de la nacelle, les efforts en chaque point de l'étoffe de la carène dépendent de la pression atmosphérique et de la pression intérieure, lesquelles varient suivant l'ordonnée du point considéré, ainsi que de la pression due à la vitesse et représentée sur les courbes de la Planche XXVIII.

*Résistance totale de la carène nue et du modèle complet.* — En dehors de ces mesures de pressions extérieures, qui sont relatives à la carène nue, nous avons fait, au point de vue des efforts horizontaux et verticaux, des essais à la balance, en nous servant non seulement de la carène nue, mais aussi du modèle complet, y compris nacelle et agrès, représenté fig. 195. Ces essais ont été faits à 18 et 22 *m/sec* ; on a vérifié que pour ces deux vitesses les efforts étaient entre eux comme les carrés de la vitesse : on en a déduit les efforts à 20 *m/sec* qui sont résumés dans le tableau ci-dessous :

TABLEAU I. — EFFORTS A 20 *m/sec* SUR LA CARÈNE SEULE ET SUR LE MODÈLE COMPLET DU DIRIGEABLE CLÉMENT-BAYARD.

INCLINAISON DE L'AXE de la carène du modèle sur le vent	CARÈNE SEULE		BALLON COMPLET	
	Résistances à l'avancement	Sustentations	Résistances à l'avancement	Sustentations
0 % (Ballon horizontal). . . . .	0,097 <i>kg</i>	0,000 <i>kg</i>	0,218 <i>kg</i>	— 0,016 <i>kg</i>
7,5 — (Position de montée). . . . .	0,081	0,030	0,234	0,119
15 — — . . . . .	0,102	0,112	0,250	0,141
25 — — . . . . .	0,171	0,270	0,362	0,303
— 7,5 — (Position de descente). . . . .	0,081	— 0,030	0,210	— 0,236
— 15 — — . . . . .	0,102	— 0,112	0,214	— 0,228

Nous avons fait ensuite un autre essai, en enlevant le gouvernail de profondeur et le stabilisateur longitudinal. Cela nous a permis d'établir le tableau II qui contient les résistances proportionnelles : 1° de la carène seule ; 2° de la nacelle et de ses suspentes ainsi que du gouvernail de direction ; 3° du gouvernail de profondeur et du stabilisateur longitudinal, en prenant comme unité la résistance du ballon complet.

TABLEAU II. — RÉSISTANCES PROPORTIONNELLES DES DIVERS ÉLÉMENTS DU DIRIGEABLE CLÉMENT-BAYARD.

INCLINAISON de l'axe du modèle sur le vent	RÉSISTANCE totale du modèle	RÉSISTANCES PROPORTIONNELLES		
		Carène seule	Nacelle, suspentes, gouvernail de direction	Gouvernail de profondeur et stabilisateur longitudinal
0 % . . . . .	1	0,445	0,455	0,100
7,5. . . . .	1	0,345	0,540	0,115
15. . . . .	1	0,405	0,515	0,080
25. . . . .	1	0,485	0,375	0,140
— 7,5 . . . . .	1	0,385	0,530	0,085
— 15 . . . . .	1	0,475	0,415	0,110



Nous parlerons au § 5 des efforts correspondants sur le dirigeable en grandeur.

### § 2. — Dirigeable « Fleurus ».

Les ateliers de Chalais-Meudon ont construit un dirigeable souple, le « Fleurus », qui présente plusieurs particularités des plus intéressantes, notamment des cloisonnements intérieurs qu'il est le premier à posséder en France. La nacelle a une très faible longueur. Tous les organes de direction et de stabilisation sont fixés à l'extrémité de la carène. La puissance installée à bord est de 170 *ch*; le groupe moto-propulseur est constitué par deux moteurs Clément-Bayard actionnant chacun une hélice; mais, en cas de panne de l'un des moteurs, l'autre peut actionner simultanément les deux hélices. Le dirigeable en marche a un volume de 6.850 *m*<sup>3</sup>; il a 77 *m* de longueur et un diamètre moyen au maître-couple de 13 *m*. Des mesures simultanées de résistance à l'avancement et de vitesse, ont été faites à bord du « Fleurus » par le Capitaine Lenoir. Des dynamomètres ont mesuré un effort de traction de 550 *kg* à la vitesse de 15,60 *m/sec*. Les vitesses ont été repérées par rapport au sol en faisant décrire au dirigeable, maintenu autant que possible à l'altitude de 500 *m* environ, les côtés d'un quadrilatère fermé. Ces mesures ont été faites avec une grande précision et le Capitaine Lenoir évalue la vitesse de 15,60 *m* approchée à 1 p. 100 près. A cette vitesse, la puissance utile était  $\frac{550 \times 15,60}{75} = 114$  *ch*; les moteurs donnaient une puissance de 160 *ch*; le rendement global des hélices et de leurs transmissions était donc de 0,71.

Nous avons essayé deux modèles: Le premier était une réduction au  $\frac{1}{75}$  du « Fleurus », en avant-projet. Il mesurait 1,013 *m* de longueur et 0,165 *m* de diamètre. La surface du maître couple était de 0,0214 *m*<sup>2</sup> et le volume de la carène de 0,0144 *m*<sup>3</sup>. Ce modèle est représenté Planche XXVIII; c'est sur lui que nous avons fait des mesures de distribution de pression, ainsi que des mesures de résistance sur la carène nue.

Le deuxième modèle (fig. 197) est une réduction au  $\frac{1}{79}$  du « Fleurus », gonflé d'hydrogène et muni de tous ses accessoires, nacelle, com-

mandes, etc... Le projet définitif du « Fleurus » différerait très légèrement de l'avant-projet. On avait en effet :

	LONGUEUR	DIAMÈTRE	SURFACE du maître-couple	VOLUME
Avant-projet . . . .	76 m	12,35 m	120 m <sup>2</sup>	6.070 m <sup>3</sup>
Projet définitif . . .	76,77	12,47	122	6.254

Mais sous l'influence de la pression intérieure de l'hydrogène, l'étoffe

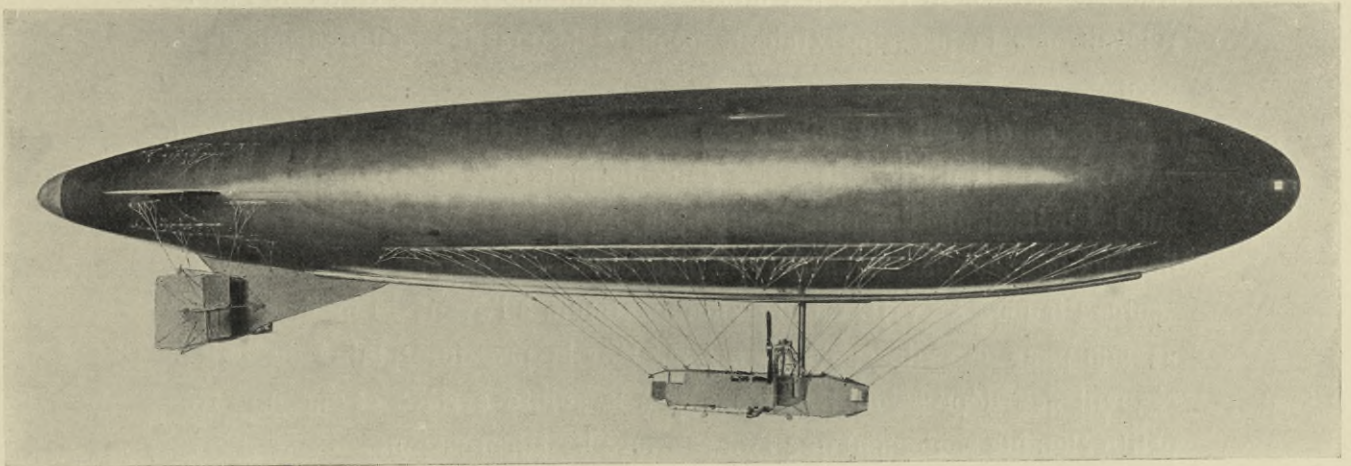


Fig. 197. — Modèle complet au  $\frac{1}{79}$  du dirigeable « Fleurus ».

se tend un peu et le dirigeable, en ordre de marche, a finalement les dimensions suivantes :

	LONGUEUR	DIAMÈTRE	SURFACE du maître-couple	VOLUME
« Fleurus » en ordre de marche.	77,25 m	13 m	133 m <sup>2</sup>	6.850 m <sup>3</sup>

Le modèle complet que nous avons essayé est, comme nous l'avons dit, une réduction au  $\frac{1}{79}$  du « Fleurus » en ordre de marche ; ses dimensions sont les suivantes :

	LONGUEUR	DIAMÈTRE	SURFACE du maître-couple	VOLUME
Modèle au $\frac{1}{79}$ . . .	0,975 m	0,165 m	0,0214 m <sup>2</sup>	0,0139 m <sup>3</sup>

L'échelle  $\frac{1}{79}$  a été choisie par le Capitaine Lenoir afin que les deux modèles essayés au laboratoire aient le même diamètre au maître couple

et que l'on puisse sans grande erreur appliquer au deuxième les résultats obtenus dans les essais de la carène nue du premier.

Nous allons exposer brièvement les résultats de nos essais.

*Distribution des pressions.* — Le modèle était creux et parfaitement étanche. La pression aux différents points d'une méridienne se transmettait, par un petit trou percé dans l'épaisseur du bois, à la cavité centrale, laquelle était reliée par un tube au manomètre. Les trous où l'on ne relevait pas la pression étaient, pendant la mesure, obturés par de la cêruse.

Les essais ont été faits avec la carène horizontale, puis inclinée à 7,5 p. 100 et 15 p. 100. Dans ces deux derniers cas, on a fait des mesures sur les méridiennes la plus haute et la plus basse. Les résultats donnent lieu aux mêmes conclusions que pour le « Clément-Bayard ». Ils sont représentés Planche XXVIII. La pression maximum à l'avant du modèle atteint 23 mm pour une vitesse de 20 m/sec. Sur la presque totalité du ballon règnent des dépressions; ce n'est qu'à la pointe arrière et sur une très petite étendue seulement que l'on retrouve les surpressions.

*Mesures de résistance sur la carène nue.* — Les mesures faites sur la carène nue ont donné une résistance sensiblement proportionnelle au carré de la vitesse entre 8 et 25 m/sec; elle est égale à 10,4 gr pour 10 m/sec. De son côté, le capitaine Lenoir a fait à Chalais-Meudon quelques mesures en suspendant le modèle par des fils et en l'exposant au courant d'air d'un petit ventilateur: il a obtenu une valeur très voisine de la nôtre: 10,5 gr à 10 m/sec. Dans cette valeur, la résistance due au frottement, calculée comme il est dit plus loin dans la Note complémentaire III relative aux expériences de M. Fuhrmann, entre pour 29 p. 100.

*Mesures sur le modèle complet.* — Ces mesures ont été faites en suspendant le modèle par des fils de façon qu'il fût bien horizontal et en mesurant la déviation que prenait le système par rapport à la verticale quand on le soumettait à un vent connu (fig. 198).

Si P est le poids du modèle,  $\alpha$  l'angle de déviation, lu avec la lunette dont il est parlé page 32, R la résistance à l'avancement, on a :

$$R = P \operatorname{tg} \alpha.$$

On a vérifié que la résistance  $R$  entre les vitesses de 15 à 25  $m/sec$  était

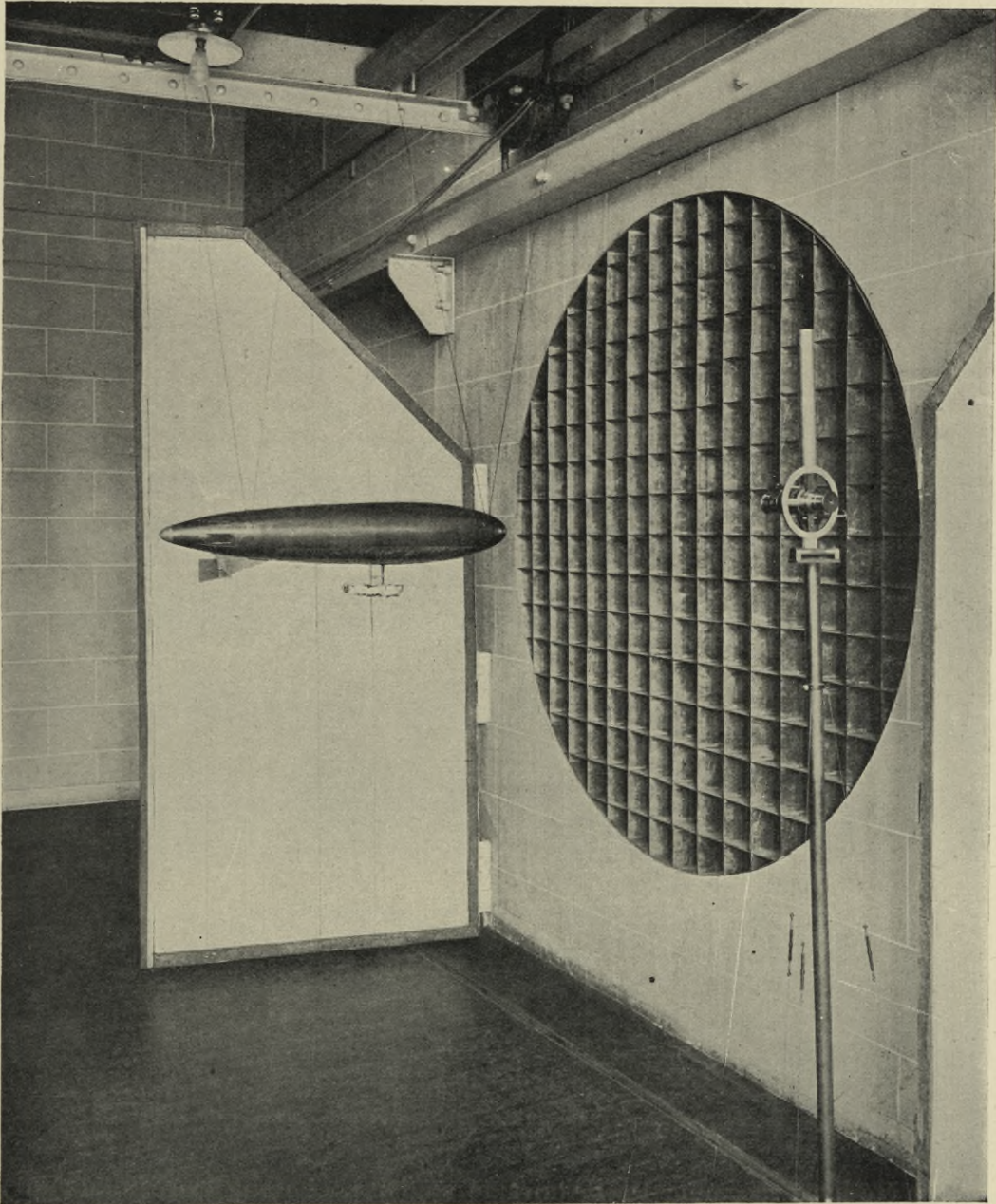


FIG. 198. — Essai du modèle complet du « Fleurus ».

sensiblement proportionnelle au carré de la vitesse. Ramenée à 10  $m/sec$ , cette résistance est de 38,6  $gr$ .

La carène nue représente donc les  $\frac{10,4}{38,6} = 0,27$  de la résistance

totale; la nacelle, les suspentes, les gouvernails, etc., représentent les 73 p. 100 de celle-ci.

### § 3. — Dirigeable « Astra-Torrès ».

Les dirigeables construits par la Société Astra de Billancourt sont d'une forme très intéressante. Nous avons étudié le type portant le n° 14,

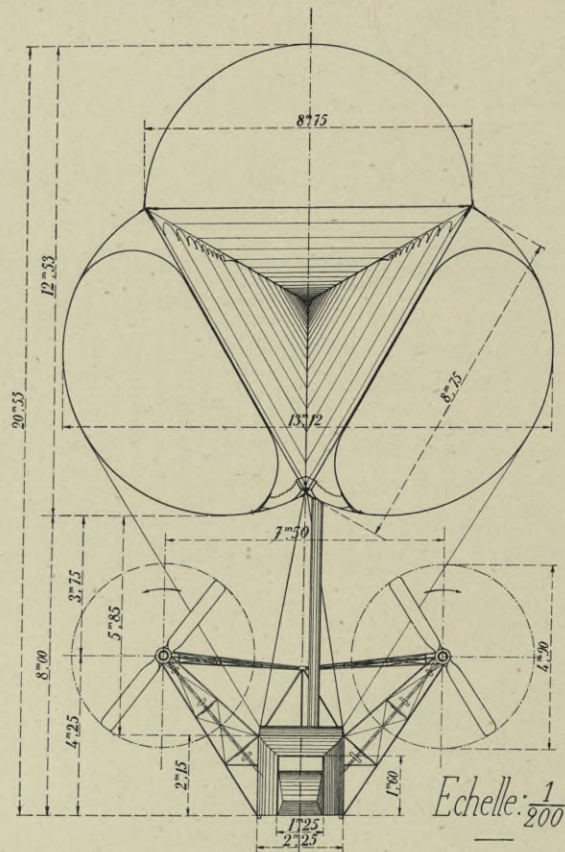


FIG. 199. — Coupe transversale du dirigeable « Astra-Torrès » de 7360 m<sup>3</sup>.

qui a été livré récemment à l'Amirauté anglaise, et dont les résultats ont été considérés comme très satisfaisants.

Ces dirigeables sont constitués par trois nappes d'étoffe ayant en coupe la forme d'un triangle équilatéral, dont les côtés reçoivent un demi-cercle suivant lequel est disposée l'enveloppe extérieure (fig. 199). On a ainsi un dirigeable souple, de forme trilobée, armaturé intérieurement par des cloisons s'appuyant sur les arêtes longitudinales, et qui sont

tendues par la pression de l'hydrogène intérieur quand l'enveloppe est gonflée. Ces cloisons répartissent convenablement sur l'enveloppe le poids de la nacelle. A cet effet, celle-ci est supportée par une série de suspentes intérieures, disposées en éventail et venant s'accrocher aux deux câbles latéraux formant les arêtes et placés à la base du lobe supérieur. Les faisceaux de suspentes sont réunis en un câble unique pour traverser l'étoffe près de l'arête commune aux deux lobes inférieurs. Les suspentes étant ainsi placées à l'intérieur du dirigeable, la résistance à l'avancement est diminuée d'autant.

Les dirigeables « Astra-Torrès » utiliseront dans les nouveaux types un

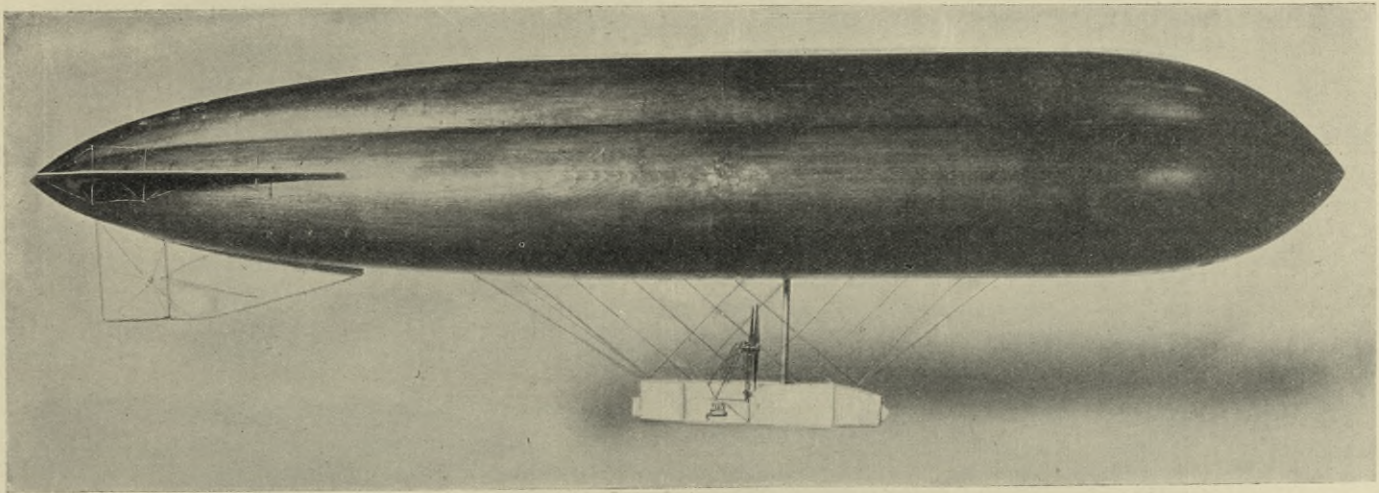


FIG. 200. — Modèle au  $\frac{1}{50}$  du dirigeable « Astra-Torrès » de 7360 m<sup>3</sup>.

système d'hélices remplissant les mêmes fonctions que celles du « Clément-Bayard » ; elles seront orientables dans toutes les positions, et la maison Astra pense qu'elles permettront au pilote de disposer rapidement d'une force ascensionnelle ou descensionnelle considérable, ainsi que de passer aisément de la marche avant à la marche arrière.

Comme le modèle que nous avons essayé est une réduction au  $\frac{1}{50}$  du dirigeable de 7.360 m<sup>3</sup>, nous allons donner quelques renseignements sur les caractéristiques de ce dernier. Sa longueur est de 75 m et sa surface au maître-couple 130,5 m<sup>2</sup>. Les moteurs installés à bord sont des moteurs Chenu, 6 cylindres d'une puissance nominale de 200 ch ; ils peuvent cependant être poussés jusqu'à 225 ch. Ils sont au nombre de

deux et commandent des hélices de 4,90 m de diamètre, tournant à 570 t/m.

La vitesse constatée officiellement en Angleterre par le Royal Aéro-

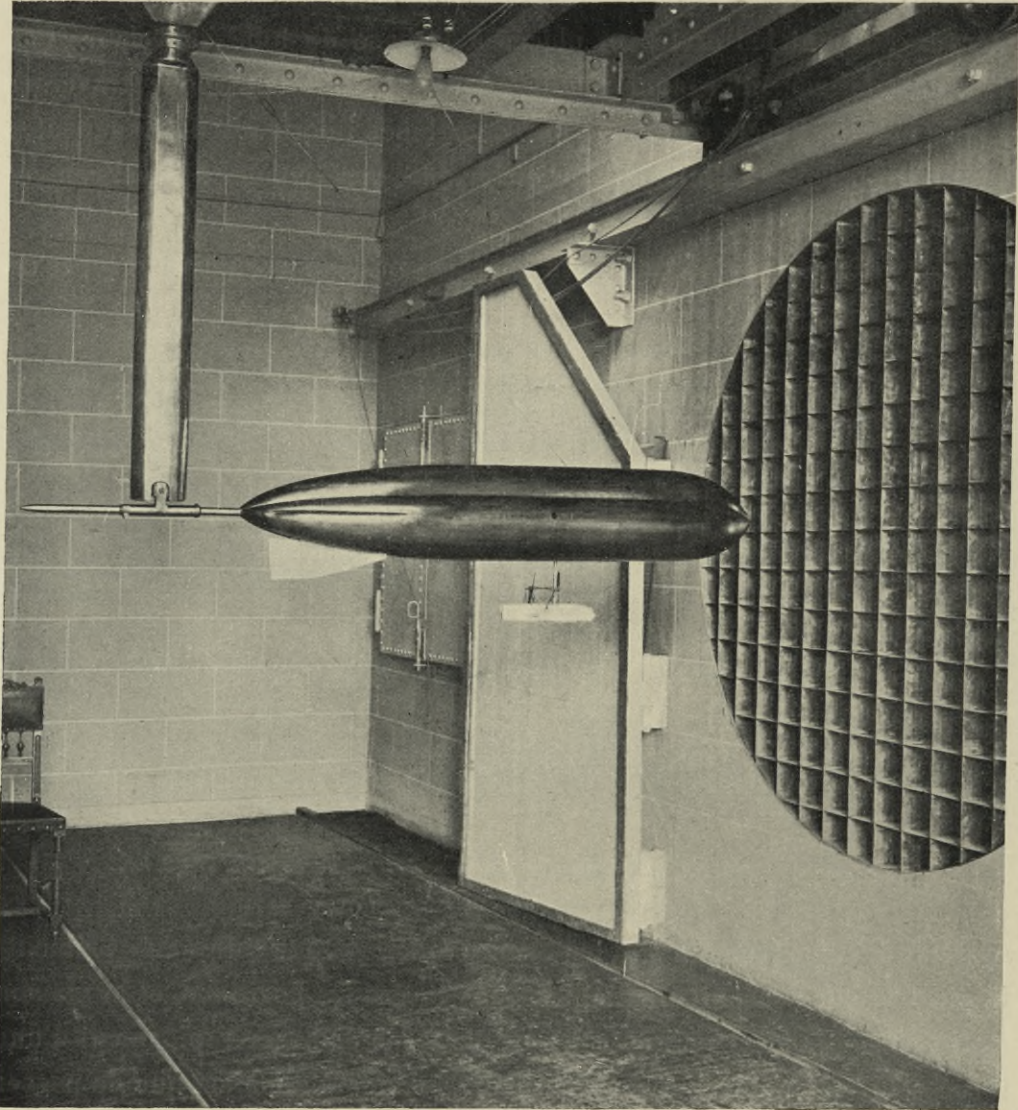


FIG. 201. — Essai du modèle du dirigeable « Astra-Torrès ».

Club a été de 82,2 km/h. Cette mesure a été faite à l'aide d'un tube de Pitot, placé sur le côté et en avant de la nacelle et à 2 à 3 m au-dessous du plancher de celle-ci.

Des expériences antérieures, que nous jugeons inutile de reproduire, nous ont montré que sur un modèle de ce type, les pressions extérieures

sur les méridiennes centrales des lobes étaient analogues à celles observées sur le « Clément-Bayard » ou le « Fleurus », et que la pression était maximum à la pointe avant et égale à  $\frac{\rho V^2}{2g}$ .

Nous ne parlerons ici que des essais faits à la balance (fig. 201), avec le modèle horizontal complet, puis avec le modèle auquel on avait enlevé la nacelle mais laissé les gouvernails, puis enfin avec la carène nue.

Le tableau suivant contient les résistances mesurées dans les essais à 20 m/sec :

	RÉSISTANCE à 20 m/sec
Modèle complet. . . . .	0,366 kg
— moins la nacelle, mais y compris les gouvernails et empennages.	0,216
Carène nue . . . . .	0,125

On voit que la carène représente les  $\frac{0,125}{0,366}$ , soit les 34 p. 100, de la résistance du modèle complet.

La nacelle et ses suspentes ont une résistance de :

$$0,366 - 0,216 = 0,150 \text{ kg}$$

égale aux 41 p. 100 de la résistance totale.

Les gouvernails, les empennages et leurs attaches ont une résistance de :

$$0,216 - 0,125 = 0,091 \text{ kg}$$

égale aux 25 p. 100 de la résistance totale. Il faut cependant observer que dans le modèle l'épaisseur des plans et le diamètre des câbles d'attache étaient exagérés par rapport aux dimensions réelles, de manière que le chiffre de 0,091 kg doit être trop élevé.

#### § 4. — Comparaison des trois modèles essayés.

La question de la comparaison des dirigeables est très complexe, car il faut tenir compte à la fois de plusieurs facteurs, et principalement du poids utile qu'ils emportent et de leur résistance à l'avancement.

Nous ne nous occuperons ici que de leur comparaison à ce dernier point de vue. Comme nous l'avons fait remarquer au chapitre III,



page 107, la meilleure manière de les comparer est de rapporter les efforts à l'unité de volume, ce qui revient à comparer les carènes à égalité de force ascensionnelle. Pour cela, et pour respecter en même temps la loi de proportionnalité aux surfaces, on écrit la résistance sous la forme :

$$R = K' C^{2/3} V^2$$

où R est la résistance en *kg*, C la capacité en  $m^3$ , et V la vitesse en *m/sec*.

Pour les modèles que nous avons essayés, on peut dresser le tableau suivant :

MODÈLES ESSAYÉS	CAPACITÉ C de la carène	C <sup>2/3</sup>	COEFFICIENTS K'	
			Carènes nues	Modèles complets
« Clément-Bayard »	$\frac{18.000}{75^3} = 0,0427 m^3$	0,1221 $m^2$	0,00198	0,00445
« Fleurus » . . . . .	$\frac{6.070}{75^3} = 0,0144$	0,0591	0,00176	»
	$\frac{6.850}{79^3} = 0,0139$	0,0578	»	0,00668
« Astra-Torrès » . . .	$\frac{7.360}{50^3} = 0,0589$	0,1513	0,00202	0,00590

Il résulte de là que la résistance unitaire des ballons en ordre de marche diminue à mesure qu'augmente leur cube. Si l'on considère la carène nue, le « Fleurus » paraît le plus avantageux.

### § 5. — Efforts sur les dirigeables en grandeur.

Nos essais ont été faits à des vitesses voisines de la vitesse moyenne de déplacement du dirigeable; mais, indépendamment de la question de la vitesse, plusieurs causes peuvent encore rendre incertaine la loi de similitude, suivant laquelle on étendra au dirigeable en grandeur les résultats des essais faits sur un modèle.

Parmi ces causes, nous citerons :

1° La difficulté de réaliser des modèles au  $\frac{1}{80}$  ou même au  $\frac{1}{50}$  rigoureusement exacts; pour les suspentes, notamment, il n'est guère possible de

descendre au-dessous d'un diamètre de  $\frac{1}{10}$  de *mm* et de les représenter toutes ;

2° La déformation des ballons souples en ordre de marche. Les chiffres donnés à propos du « Fleurus » montrent que cette déformation, dont il est difficile de tenir compte avant que le ballon soit gonflé, est telle qu'elle entraîne une augmentation de volume de la carène de près de 10 p. 100. Nos essais sur le « Fleurus » tiennent compte cependant de cette déformation, car le modèle complet était semblable au ballon en ordre de marche ;

3° Les lois du frottement. On admet, d'après les expériences du D<sup>r</sup> Zahm (1) notamment, que, pour une même vitesse, les efforts de frottement sont proportionnellement moindres pour une grande surface que pour une petite. D'après les travaux de M. Fuhrmann (2), ces frottements représentent les 37 p. 100 environ de la résistance de la carène nue. Cette dernière étant en moyenne, pour les modèles que nous avons expérimentés, les 40 p. 100 de la résistance totale, on voit que les frottements sur la carène n'entrent que pour  $0,37 \times 0,40$ , soit 15 p. 100, dans cette résistance. Si on néglige les deux causes dont nous parlions plus haut, pour ne considérer que le frottement, on arrive à la conclusion que les 85 p. 100 de la résistance totale peuvent être considérés comme suivant la loi du carré des dimensions linéaires et les 15 p. 100 comme s'écartant un peu de cette loi.

Pratiquement, si nous admettons pour le tout la loi de proportionnalité au carré de l'échelle, elle nous donnera pour le dirigeable une résistance approchée par excès.

La comparaison de nos résultats et des chiffres obtenus par le Capitaine Lenoir va nous fixer sur la grandeur de cet écart.

Les nombres relevés sur le « Fleurus » comme résistance à l'avancement et vitesse étaient 550 *kg* et 15,60 *m/sec* dans les conditions atmosphériques suivantes : température 8°, pression 725 *mm*. En ramenant le chiffre de 550 *kg* aux conditions normales de température et de pression (15° et 760 *mm*) on obtient 560 *kg* pour valeur de la résistance.

(1) Eiffel : *La Résistance de l'air*, page 205.

(2) Voir Note complémentaire III.

Nos essais sur le modèle complet au  $\frac{1}{79}$  ont donné, pour résistance ramenée à 10 m/sec : 38,6 gr. En appliquant la loi de proportionnalité au carré de l'échelle et au carré de la vitesse, on en déduit, pour le dirigeable, à 15,60 m/sec :

$$0,0386 \times 79^2 \times \left(\frac{15,60}{10}\right)^2 = 587 \text{ kg}$$

chiffre très peu différent de celui donné par les mesures directes.

Pour retrouver le chiffre du Capitaine Lenoir, il faut multiplier nos résultats par  $\frac{560}{587} = 0,95$ . Il semble donc que l'on puisse appliquer, à 5 p. 100 près, la loi simple de proportionnalité au carré de l'échelle, quand les essais sont faits à la vitesse de déplacement du dirigeable.

*Application à l'« Astra-Torrès ».* — En adoptant ce coefficient de 0,95, la même loi de proportionnalité au carré de l'échelle nous donne pour résistance du ballon à la vitesse de 20 m/sec :

$$0,366 \times 50^2 \times 0,95 = 870 \text{ kg.}$$

A cette vitesse, la puissance utile absorbée est :

$$\frac{870 \times 20}{75} = 232 \text{ ch.}$$

Dans les essais du Royal Aéro-Club, si l'on admet pour rendement des hélices et des transmissions le chiffre très probable de 0,70, la puissance utile fournie était, puisque chacun des deux moteurs développait 210 ch :

$$210 \times 2 \times 0,70 = 294 \text{ ch.}$$

La vitesse V réalisée devrait donc être, d'après nos essais :

$$\left(\frac{V}{20}\right)^3 = \frac{294}{232}$$

D'où  $V = 21,70 \text{ m/sec}$ , soit  $78,3 \text{ km/h}$ .

Ce chiffre est inférieur de 5 p. 100 à la vitesse de 82,2 km/h indiquée dans les essais de réception, par le tube de Pitot (Voir p. 276); mais ce dernier était peut-être influencé par la présence de la nacelle et du ballon et devait indiquer, dans ce cas, une vitesse un peu forte. D'autre

part certaines dimensions du modèle, notamment celles des cables des attaches des gouvernails, étaient exagérées, comme nous l'avons fait remarquer, ce qui augmente la résistance du modèle et diminue la vitesse que l'on en déduit pour le dirigeable.

*Application au « Clément-Bayard » de 18.000 m<sup>3</sup>.* — En appliquant le même coefficient de 0,95 au « Clément-Bayard » de 18.000 m<sup>3</sup>, on voit que la résistance à l'avancement du ballon horizontal, à 20 m/sec serait de :

$$0,218 \times 75^2 \times 0,95 = 1.170 \text{ kg},$$

et la puissance utile absorbée de :

$$\frac{1.170 \times 20}{75} = 312 \text{ ch.}$$

En adoptant un rendement global de 0,65 pour les hélices et les transmissions, et une puissance de 800 ch développée par les moteurs, on disposerait d'une puissance utile de 520 ch. Elle permettrait de réaliser une vitesse V telle que :

$$\left(\frac{V}{20}\right)^3 = \frac{520}{312},$$

soit  $V = 23,70 \text{ m/sec} = 85 \text{ km/h.}$

*Remarque.* — A titre de renseignement, nous rappellerons que les Etablissements Zeppelin ont vérifié que, pour un de leurs dirigeables de 140 m de longueur, 14 m de diamètre et 19.000 m<sup>3</sup> de capacité, la résistance à l'avancement pouvait se mettre sous la forme :

$$R_{kg} = 2,6V^2_{m/sec}.$$

A 20 m/sec, un tel ballon a donc une résistance de 1.040 kg. Le coefficient K' de la formule  $R = K'C^{2/3}V^2$  est ici de 0,00366.



# CHAPITRE IX

## PRESSION DU VENT SUR LES HANGARS DE DIRIGEABLES

---

L'emploi des dirigeables a nécessité des hangars abris, formés par de grandes constructions métalliques qui ont couramment 150 m de longueur et 30 m de hauteur. Cette grande hauteur, tout à fait inusitée auparavant, donne à l'étude de l'action du vent sur de telles constructions une importance particulière. Si on veut assurer leur sécurité sans être entraîné à un excès de dépense, il importe de se rendre un compte exact de ces efforts, qui ont été jusqu'à présent peu étudiés, et pour lesquels aucune règle sûre n'est donnée.

C'est ce que nous nous sommes proposé de faire par la voie expérimentale, ces hangars spéciaux étant en définitive une annexe de la construction des dirigeables. Les constructeurs seront ainsi à même d'établir un programme rationnel en ce qui concerne la pression du vent sur ces hangars.

Quoique nous ayons principalement en vue cette catégorie de hangars, il est bien évident que ce que nous en dirons s'applique à toutes les constructions analogues et aussi à un bâtiment quelconque clos par des murs.

### § 1. — Pression du vent sur les bâtiments.

Il est peu exact de dire que la pression exercée par le vent sur un obstacle résulte de la perte de force vive de l'air qui rencontre cet obstacle : s'il en était ainsi, on s'expliquerait mal que le vent pût exercer des dépressions, et ce sont pourtant des dépressions qui se produisent, comme nous le verrons, sur la plus grande partie de la surface des obstacles. On ne doit donc pas assimiler l'effort du vent sur une paroi

au choc d'un solide contre cette paroi. Ce qu'il faut considérer, si on veut se rendre compte, d'une façon générale, des effets du vent, c'est la pression des filets d'air qui sont au voisinage des surfaces.

Quand le vent passe au-dessus d'un obstacle ABCD (fig. 202), sa vitesse doit augmenter, puisque, la perturbation produite s'étendant à une distance limitée au-dessus de BC, il y a étranglement par rapport aux couches non influencées, et le débit doit être plus grand dans cette région qu'au-devant de l'obstacle. La vitesse (énergie cinétique) augmentant, la pression (énergie potentielle) diminue : ainsi la pression des filets qui rencontrent la partie supérieure ou latérale d'un obstacle est inférieure à la pression atmosphérique, c'est-à-dire que le vent exerce sur cette partie

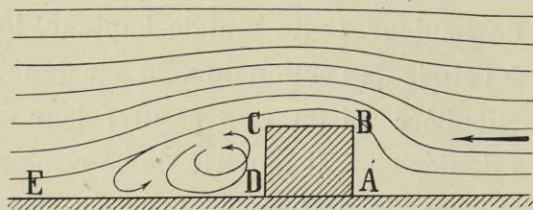


FIG. 202.

latérale une dépression ou succion. En arrivant sur l'obstacle, les filets s'infléchissent en se ralentissant : il y a donc surpression. Enfin, à l'arrière, les filets qui ont passé sur BC conservent leur direction en vertu de la vitesse acquise, et ne retrouvent qu'après un certain parcours DE leur vitesse et leur direction primitives. Il en résulte que de C en E la pression augmente progressivement, et que dans la région CDE le vent forme des remous et revient du côté de l'obstacle, où la pression est moindre; dans la section CD, la pression de l'air est peu différente de la pression en CB, c'est-à-dire qu'il s'y produit une succion. En résumé, il y a, d'une manière générale, surpression au-devant d'un obstacle, succion sur le côté et à l'arrière, et les remous se font principalement sentir à l'arrière.

Nous verrons que les succions sont, le plus souvent, plus importantes que les pressions, et que, par conséquent, c'est la partie directement opposée au vent qui reçoit la moindre partie de son action. L'opinion contraire est la plus répandue, et cette idée préconçue vient, d'une part, de ce qu'étant habitué à la mécanique des solides on se figure plus volontiers des poussées que des succions; elle vient, d'autre part, de ce

qu'on ressent mieux soi-même l'action du vent quand on est devant un obstacle que quand on est abrité par lui. Il n'est pas inutile de remarquer, à ce sujet, que l'impression qu'on ressent ne peut mesurer l'action que reçoit l'obstacle dans la partie voisine, car la première ne dépend que de la vitesse du vent dans la région où l'on se trouve, tandis que la seconde ne dépend que de sa pression. Derrière un abri, on n'éprouve guère l'action du vent, parce que sa vitesse y est faible, et la dépression ne peut pas plus s'y faire sentir que si elle provenait d'une baisse du baromètre.

Nous avons vu, à propos des dirigeables, par quel procédé simple nous mesurons les pressions ou succions de l'air autour d'un corps. Ce procédé indique l'excès positif ou négatif de la pression de l'air, au voisinage du point considéré, sur la pression atmosphérique (1). Pour en déduire la poussée réelle subie par la paroi près de ce point, il faut faire intervenir un autre facteur important et souvent difficile à connaître. Cette poussée est en effet la différence entre la pression extérieure et la contrepression intérieure. Comme la mesure des pressions du vent à la surface d'un corps donne la pression extérieure, cette mesure ne fournirait la répartition des poussées sur les parois que si la pression intérieure restait égale à la pression atmosphérique. Dans la pratique, ce cas ne serait réalisable que pour un coup de vent instantané, ou pour un bâtiment hermétiquement fermé et sans variation de température.

Supposons un bâtiment exposé au vent et présentant une seule ouverture. Quand le vent souffle, il règne une certaine surpression ou dépression à l'extérieur et au voisinage de cette ouverture, et l'air entre dans le bâtiment ou en sort, jusqu'à ce que l'équilibre soit établi, près de l'ouverture, entre l'intérieur et l'extérieur. Cet équilibre est atteint rapidement si l'ouverture n'est pas très petite, parce qu'il suffit du passage d'un cubé d'air relativement faible, pour faire varier la pression dans les limites qui correspondent à l'action du vent.

L'influence de cette ouverture est très importante. Si en effet elle est pratiquée au point où la pression extérieure est la plus forte, l'air intérieur se comprimera jusqu'à contrebalancer cette pression, de manière que la contrepression intérieure sera plus forte que la pression extérieure

(1) Dans nos expériences elles-mêmes, il est clair que ce terme « pression atmosphérique » doit signifier la pression statique du vent en un point où ne parvient pas le trouble apporté par l'obstacle, c'est-à-dire la pression de l'air immobile de la chambre d'expérience.



en tout point (excepté, bien entendu, près de l'ouverture), et qu'aux régions où règnent des dépressions, celles-ci s'ajouteront à la pression intérieure, puisqu'elles tendent à déplacer les parois dans le même sens. Si au contraire l'ouverture se trouvait au point où l'air extérieur exerce la plus forte dépression, l'air intérieur serait raréfié, et partout la paroi serait pressée vers l'intérieur; le bâtiment tendrait, non plus à éclater comme dans le cas précédent, mais à être écrasé.

Si le bâtiment a plusieurs ouvertures, des courants d'air s'établissent de l'une à l'autre, et la pression intérieure ne peut, en pratique, être déterminée *a priori*. Même si l'on connaissait les sections des diverses ouvertures et la répartition des pressions extérieures, il ne serait guère possible d'en déduire les volumes d'air qui entrent et qui sortent, les formules de l'écoulement par des orifices devenant probablement inexactes à cause du déplacement tangentiel des filets extérieurs. Mais quand une ouverture est très grande par rapport aux autres, c'est évidemment elle qui détermine la pression intérieure, et l'influence des autres peut être négligée (1).

## § 2. — Pression du vent sur les bâtiments et pression sur les modèles.

L'objection qu'on fait à l'emploi des petits modèles prend toute son importance quand il s'agit de l'essai de modèles de grands bâtiments. Comment peut-on assimiler, par exemple, l'effort du vent sur un hangar de dirigeables, long de 150 m, haut de 30 m, à l'effort sur une boîte de quelques décimètres cubes? Tout au moins, semble-t-il, il faudrait d'abord des expériences de vérification directe.

Nous sommes loin de contester l'utilité qu'auraient de semblables

(1) Tant que le vent ne souffle pas en rafales très rapides, l'indétermination de la pression dans un bâtiment peut provenir d'ouvertures même très petites, car l'équilibre de pression tend constamment à s'établir. Il résulte de cette indétermination qu'il est très difficile, toutes les fois que le temps n'est pas calme, d'y faire des mesures exactes de la pression barométrique. Pour une raison semblable, les mesures de la hauteur en aéroplane ou en dirigeable, par le baromètre, ne sont pas susceptibles d'une grande précision, puisque le baromètre n'indique que la pression locale au point où il se trouve sur l'appareil, et qu'en outre, s'il est frappé par le vent, la pression à l'intérieur de sa boîte dépend de la position des ouvertures de cette boîte. Enfin, c'est une perturbation de même nature qui a complètement faussé les expériences de M. de Guiche sur la résistance de l'air (Voir Note complémentaire VII).

expériences, et nous souhaitons d'en voir entreprendre, sur des bâtiments bien isolés. On ne pourrait guère évaluer exactement la pression de l'air non influencé par le bâtiment, mais cette difficulté n'empêcherait pas tout essai. La vitesse et la direction du vent frappant l'édifice seraient connues avec une précision suffisante au moyen d'un anémomètre et d'une girouette convenablement placés ; en même temps que ces deux éléments, on mesurerait la différence de pression entre deux points de la surface du bâtiment : il suffirait pour cela de pratiquer en ces deux points des ouvertures

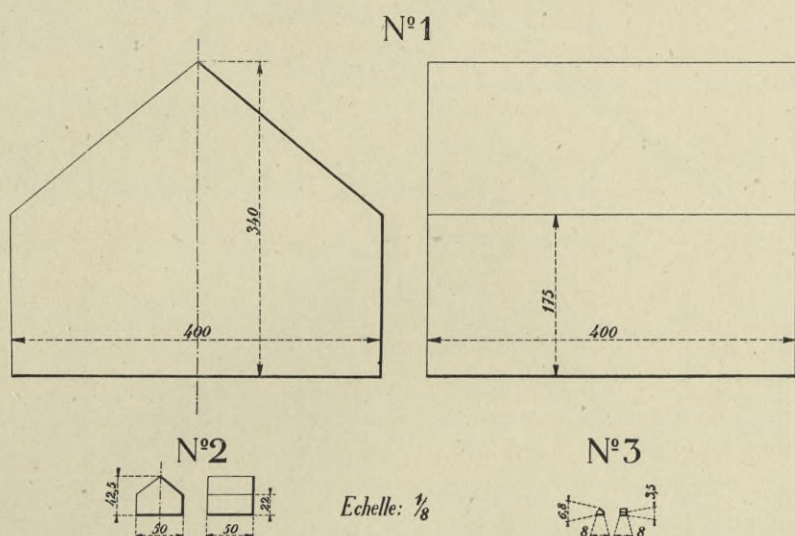


FIG. 203. — Modèles d'un bâtiment à différentes échelles.

étroites, reliées par un tube sur lequel serait interposé un manomètre. On rechercherait ensuite si la différence de pression se retrouve sur un modèle disposé dans des conditions semblables.

Ne pouvant faire cette étude sur de grands bâtiments, nous avons voulu du moins comparer les pressions sur des modèles géométriquement semblables et de dimensions très différentes. La figure 203 représente les trois modèles employés. Le plus grand mesurait 340 mm de hauteur, 400 de largeur et autant de profondeur ; les dimensions du second étaient de 42,5 × 50 × 50 mm, c'est-à-dire celles du premier réduites dans le rapport  $\frac{1}{8}$  ; les dimensions du plus petit étaient seulement de 6,8 × 8 × 8 mm, c'est-à-dire celles du premier réduites au cinquantième.

La figure 204 représente les pressions mesurées dans la section

médiane des trois modèles, exposés perpendiculairement au vent. La concordance est presque aussi grande qu'on peut l'attendre de la précision des mesures, et aucune différence systématique ne se fait remarquer.

Si différentes que soient les dimensions des modèles, on ne peut affirmer qu'on retrouverait cette concordance en répétant les mêmes mesures sur un grand bâtiment. Mais il faut remarquer que notre plus petit modèle est au plus grand ce que serait celui-ci à un bâtiment de

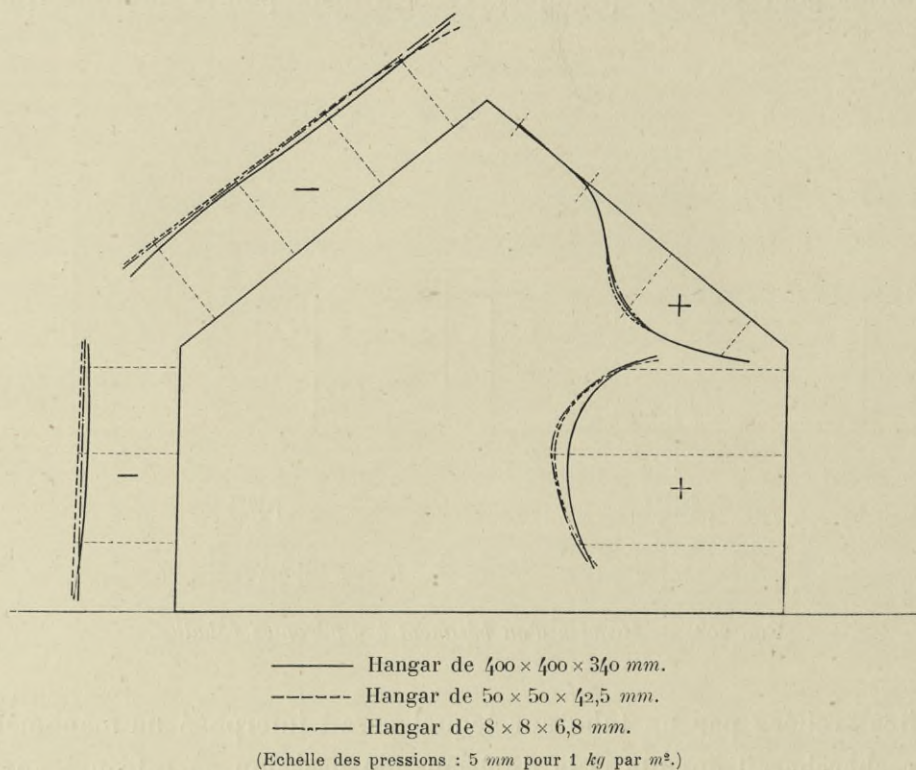


FIG. 204. — Pressions sur la section médiane des modèles représentés fig. 203.

17 m de hauteur et de 20 m de largeur et de profondeur : il est donc probable, puisque l'effet du vent reste le même quand on passe du petit modèle au grand, qu'il ne changerait guère si l'on passait du grand modèle au bâtiment.

D'ailleurs, il n'est aucunement nécessaire, pour les applications, que la loi des pressions soit exactement la même sur un bâtiment et sur son modèle. Dans le cas des aéroplanes, il est important de connaître les efforts qui correspondent à une vitesse bien déterminée du vent relatif, mais pour le calcul des bâtiments, on ne peut évidemment connaître la

vitesse maximum des vents qui, à un moment donné, tendront à les renverser. Si l'on hésite par exemple entre 40 et 45  $m/sec$ , l'indétermination qui en résulte pour les pressions va jusqu'à 25 p. 100. Il est clair que dans ces conditions il est inutile de rechercher une grande précision, et qu'en étendant aux bâtiments les résultats des modèles, l'erreur que l'on peut faire n'a pas d'importance pratique.

§ 3. — Pressions sur un modèle de hangar de dirigeable du type de Belfort (Pl. XXIX et XXX).

Les modèles représentés sur les Planches XXIX et XXX sont des réductions à  $\frac{1}{200}$  des hangars du type de Belfort (longueur 100  $m$ ,

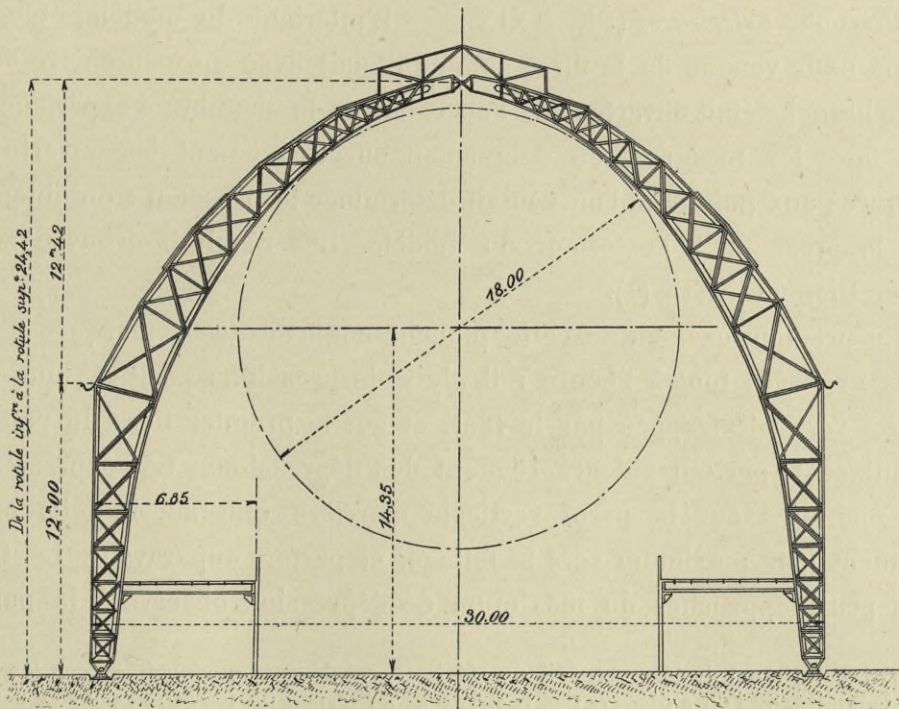


FIG. 205. — Coupe des hangars du type de Belfort.

largeur 30  $m$ , hauteur 24  $m$ ), dont la figure 205 donne la coupe (1). Dans le premier, la saillie du lanterneau a été supprimée.

(1) V. Génie Civil du 4 novembre 1911.

Ces modèles, en bois verni, constituent des boîtes bien étanches; ils sont placés sur une large planche horizontale figurant le sol.

Par rapport au vent, ils ont été orientés successivement dans quatre directions, ce qui, étant donnée la symétrie, équivaut à considérer les vents venant de 12 points de l'horizon. Pour chaque direction, on a mesuré les pressions en 74 points : 16 dans la section médiane perpendiculaire à la longueur du bâtiment, autant dans deux sections voisines des extrémités, et 13 sur chaque pignon. Ces pressions ont été ramenées à la vitesse de 40 *m/sec*, qui peut être regardée comme un maximum atteint dans les tempêtes (1) : ainsi le chiffre 80, par exemple, montre qu'un vent de 40 *m*, frappant le bâtiment sous l'inclinaison indiquée, détermine au point considéré une pression de 80 *mm* d'eau, c'est-à-dire de 80 *kg* par *m*<sup>2</sup>.

*Pressions extérieures* (Pl. XXIX). — L'intérieur du modèle, étanche comme nous venons de le dire, communiquait avec un manomètre dont l'autre branche était ouverte dans l'air calme de la chambre d'expériences. Pour faire les mesures, on débouchait successivement les ouvertures pratiquées aux points où l'on voulait déterminer la pression : on obtenait ainsi la pression à l'extérieur du modèle. Les résultats trouvés sont donnés Planche XXIX (2).

Le premier examen de cette planche confirme les remarques théoriques exposées tout à l'heure : il n'y a de pressions positives que sur la paroi verticale frappée par le vent, et sur le premier tiers du pan de toit adjacent; partout ailleurs règnent des dépressions. Ces dépressions sont moindres sur la paroi verticale d'arrière que sur le toit; elles atteignent leur maximum vers le faîtage, et parfois auparavant. Ce fait, qu'on peut rapprocher du maximum de dépression observé à la partie

(1) Le maximum de 40 *m/sec*, soit de 144 *km/h*, est dépassé quelquefois dans les violentes tempêtes, où l'on a observé des vents de 45 *m/sec*, soit de 160 *km/h* : pour ce cas, le coefficient de sécurité que le constructeur adopte toujours tient compte de l'excès d'effort qui en résulte et nous estimons que l'hypothèse de la vitesse de 40 *m/sec* est pratiquement très suffisante pour le genre de construction dont nous nous occupons. D'ailleurs, dans le cas où l'on tiendrait à adopter le chiffre de 45 *m/sec*, comme vitesse maximum, il suffirait de multiplier tous les chiffres que nous donnons dans ce chapitre par le rapport  $\left(\frac{45}{40}\right)^2 = 1,26$ , soit de les augmenter de 25 p. 100 environ.

(2) Les courbes tracées sont interrompues, mais le phénomène est continu, et les ordonnées extrêmes de deux courbes voisines doivent avoir même valeur; on trouverait la continuité en faisant des mesures en des points suffisamment rapprochés.

antérieure du dos des ailes, est dû au relèvement brusque des filets d'air qui frappent le bâtiment : le maximum d'étranglement de ces filets est ainsi rapidement atteint. Pour la même raison, la dépression produite sur les parois longitudinales, quand un pignon est directement frappé, est très forte d'abord, puis s'amortit.

Considérons les pressions mesurées dans la section médiane du hangar, c'est-à-dire les pressions qui règnent sur la plus grande partie du bâtiment. Quand le vent frappe normalement une des longues parois, la pression sur cette paroi est d'environ 80 *kg* par  $m^2$ ; la toiture adjacente est soumise d'abord à des pressions, puis à des dépressions qui atteignent environ 80 *kg*, l'autre moitié de la toiture et la paroi d'arrière supportent des dépressions de 40 à 50 *kg*.

Si le vent tourne de 30°, les pressions supportées diminuent de presque moitié, tandis que les dépressions sont à peu près doublées et atteignent 164 *kg*.

Si le vent tourne encore de 30°, c'est-à-dire fait un angle de 30° avec l'axe longitudinal du hangar, il y a atténuation sensible des pressions et des dépressions : celles-ci l'emportent de beaucoup sur les premières. Les pressions sur la paroi du côté du vent ne dépassent pas 16 *kg*; les dépressions sur les deux pans de la toiture atteignent 115 *kg*.

Quand le vent devient normal à un pignon, on n'observe plus que de faibles dépressions sur tout le pourtour. La planche indique les effets sur les sections voisines des pignons où les dépressions sont encore accrues, et sur les pignons eux-mêmes.

Tous ces résultats sont en grande discordance avec les hypothèses ordinairement admises, dans lesquelles on ne prévoit aucune dépression. On n'envisage que des pressions sur la paroi latérale et sur la toiture directement exposée au vent. De plus, on adopte pour la toiture la loi du sinus carré, ce qui est inadmissible : d'abord parce que cette loi, qu'on appliquait aux plans minces, est maintenant reconnue très inexacte; ensuite parce qu'on ne peut appliquer au cas actuel aucune formule de plans minces, l'écoulement de l'air étant entièrement différent.

La Planche XXIX donne l'explication d'un fait fréquemment observé dans les ouragans : des toitures soulevées et emportées par le vent. On comprend que des succions supérieures à 100 *kg* par  $m^2$ , exercées sur un toit, et augmentées peut-être de surpressions intérieures dues à une com-

munication avec la paroi exposée au vent, déterminent une sorte d'explosion qui arrache le toit.

Ce n'est pas là l'effet d'un cyclone ascendant, comme on est porté à le croire et comme on le dit souvent, mais l'effet normal d'un vent horizontal.

*Hangar avec lanterneau ouvert* (Pl. XXX). — Les résultats dont nous venons de parler ne sont relatifs qu'aux pressions extérieures au hangar, ou plus exactement, à l'excès de la pression extérieure, en un point quelconque des parois, sur la pression atmosphérique. Pour avoir la pression totale sur un élément de paroi, il faudrait, comme nous l'avons vu, ajouter algébriquement, à la pression indiquée, l'excès de la pression atmosphérique sur la pression intérieure du hangar. Aucune expérience nouvelle n'est nécessaire si le hangar communique avec l'extérieur par une ouverture d'assez faible dimension, car la pression intérieure dans tout le bâtiment est alors égale à la pression à l'endroit de l'ouverture. Mais si l'ouverture occupe une partie notable de la surface du hangar, de manière qu'on lise en ses différents points des pressions différentes, la pression intérieure devient mal déterminée, et l'écoulement général de l'air peut lui-même être changé : aussi est-il plus exact de faire de nouvelles mesures.

Nous avons donc continué les essais de pression en considérant trois nouveaux cas : hangar avec lanterneau ouvert et pignons fermés, hangar avec un pignon ouvert (1) et sans lanterneau, hangar avec lanterneau ouvert et un pignon ouvert.

Pour les essais avec lanterneau ouvert, la portion supprimée de la toiture était reculée dans l'intérieur du modèle de manière à constituer double fond (fig. 206) et à laisser à l'endroit de l'ouverture, au-dessous du lanterneau, un enfoncement profond ; la pression dans ce double fond représentait la pression intérieure du hangar. En faisant communiquer une branche d'un manomètre avec le double fond, et l'autre avec l'intérieur du modèle, on lisait directement, en débouchant un trou sur la surface extérieure, la pression totale à l'endroit de ce trou.

(1) Ce cas est celui des hangars dont le pignon d'entrée est muni de portes n'occupant qu'une partie de la hauteur du hangar, le reste du pignon restant vide, comme aux hangars d'Issy-les-Moulineaux.

Les résultats obtenus sont donnés dans la Planche XXX. Comme sur le faite du bâtiment, c'est-à-dire dans la région de l'ouverture, règne la dépression extérieure maximum, tout l'intérieur du hangar se trouve soumis à cette dépression maximum, et contrairement au cas précédent les parois sont partout tirées en dedans plus qu'elles ne le sont en dehors : il n'y a en définitive que des pressions de dehors en dedans. C'est bien ce que montrent les figures, sauf pour le cas où le vent frappe normalement un pignon, et où cette exception est facilement expliquée.

Les pressions sont les plus grandes quand le vent est normal aux

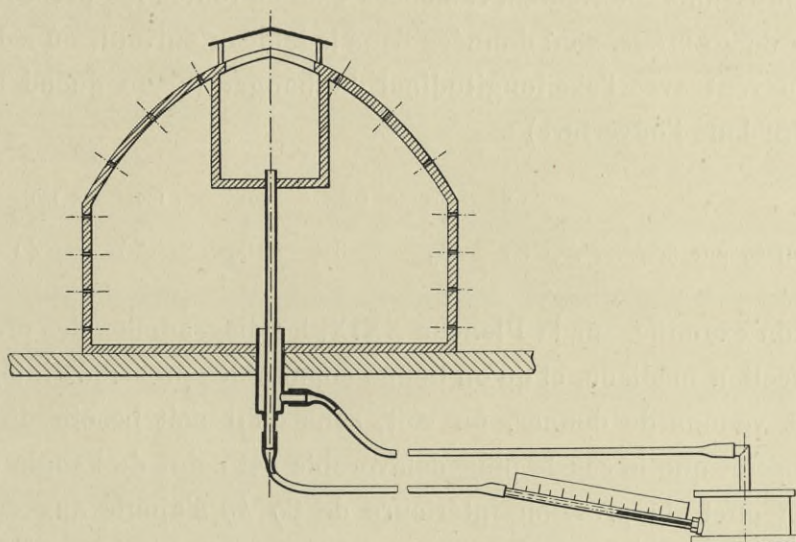


FIG. 206. — Mesure des pressions totales sur le hangar avec lanterneau ouvert.

parois longitudinales : elles atteignent alors 160 *kg* sur la paroi directement frappée. Les pressions sur la toiture sont encore considérables, et dépassent en certains points 100 *kg*. Il faut remarquer qu'une pression sur la toiture est plus à craindre qu'une dépression d'égale valeur, parce qu'elle s'ajoute au poids propre au lieu de s'en retrancher.

Le lanterneau étant dans une région où se produisent toujours des dépressions, il en est de même pour l'intérieur du hangar : en mesurant les valeurs de ces dépressions, on a trouvé, pour 40 *m* de vitesse : 80 *mm* d'eau, soit 80 *kg* par *m*<sup>2</sup> de succion sur l'intérieur des parois, quand le vent est normal à la longueur du hangar ; puis 77, 69 et 34 *mm* quand le vent tourne successivement de 30° jusqu'à être normal à un pignon. Ces



valeurs permettent de distinguer, sur la Planche XXX, la part des pressions extérieures dans les pressions totales.

*Hangar sans lanterneau avec pignon ouvert.* — L'ouverture d'un pignon ne modifiant pas l'écoulement de l'air d'une manière bien sensible, nous nous sommes contentés de déterminer la pression intérieure du hangar pour les diverses directions du vent; on peut regarder la pression extérieure comme donnée, avec une approximation suffisante, par la Planche XXIX.

Les pressions intérieures, ramenées comme toutes les précédentes à la vitesse de 40 *m/sec*, sont données dans le tableau suivant, où  $\alpha$  désigne l'angle du vent avec l'axe longitudinal du hangar ( $\alpha = 0$  quand le vent s'engouffre dans l'ouverture) :

$\alpha$	$0^\circ$	$30^\circ$	$60^\circ$	$90^\circ$	$120^\circ$	$150^\circ$	$180^\circ$
Pression en <i>kg</i> par <i>m</i> <sup>2</sup> . . . . .	85	89	-3	-62	-36	-42	-20

Si l'on examine, sur la Planche XXIX, les diagrammes des pressions dans la section médiane, et qu'on tienne compte des pressions intérieures que nous venons de donner, on voit, sans qu'il soit besoin de tracer aucun dessin, que le cas le plus défavorable est celui de l'angle de  $30^\circ$ . Alors, en effet, la pression intérieure de 89 *kg* s'ajoute aux suctions extérieures considérables elles-mêmes, et l'effet résultant, au faitage, est une succion qui dépasse 200 *kg* par *m*<sup>2</sup>. Les parois longitudinales et le pignon de fond tendent à se renverser en dehors, avec des efforts moyens, par *m*<sup>2</sup>, de 75 *kg* pour la paroi exposée au vent, de 140 *kg* pour l'autre, et de 130 *kg* pour le pignon.

*Hangar avec pignon et lanterneau ouverts.* — Quand on ouvre à la fois un pignon et un lanterneau, la pression extérieure varie aux différents points de ces ouvertures, et un courant d'air plus ou moins régulier s'établit dans le bâtiment, en même temps que la pression intérieure varie d'un point à l'autre.

Toutefois, cette variation de pression est faible : nous avons mesuré les pressions en deux points, l'un au milieu du modèle, l'autre au fond, et les valeurs trouvées, peu différentes, ont leurs moyennes portées

dans le tableau ci-dessous, établi, pour les angles  $\alpha$ , avec la même définition que le précédent :

$\alpha$	$0^\circ$	$30^\circ$	$60^\circ$	$90^\circ$	$120^\circ$	$150^\circ$	$180^\circ$
Pression en $kg$ par $m^2$ . . . . .	83	62	-6	-72	-35	-42	-24

La pression totale aux divers points de la paroi peut être déduite de ces chiffres et des pressions sur le hangar avec lanterneau seul ouvert (Pl. XXX), à condition de négliger la modification d'écoulement due à l'ouverture du pignon, et au courant d'air, d'ailleurs assez faible, qui s'établit entre les deux ouvertures. Appelons en effet  $p_i$  les pressions intérieures que nous venons de donner,  $p_e$  la pression extérieure en un point de la paroi et  $p$  la pression résultante en ce point; prenons positivement  $p$  quand la paroi est poussée vers l'intérieur :

$$p = p_e - p_i.$$

Dans le cas du hangar avec lanterneau seul ouvert, les pressions intérieure  $p'_i$  et résultante  $p'$  sont différentes, mais la pression extérieure est supposée la même :

$$p' = p_e - p'_i.$$

On déduit de ces équations :

$$p = p' - (p_i - p'_i).$$

Les valeurs de  $p'$  sont données dans la Planche XXX, celles de  $p_i$  dans le tableau précédent, et nous avons indiqué celles de  $p'_i$  en parlant du hangar avec lanterneau seul ouvert : la soustraction  $p_i - p'_i$  donne :

$\alpha$	$0^\circ$	$30^\circ$	$60^\circ$	$90^\circ$	$120^\circ$	$150^\circ$	$180^\circ$
$p_i - p'_i$ . . . . .	117	131	71	8	42	27	10

Ces valeurs doivent être retranchées des pressions de la Planche XXX, pour donner les efforts résultants dans le cas qui nous occupe. En considérant la section médiane, on voit qu'on aura deux cas défavorables, l'un à cause des fortes dépressions, l'autre à cause des fortes pressions. Le premier correspond à l'orientation de  $30^\circ$  : la toiture est aspirée vers le haut avec des efforts qui dépassent  $140 kg$  par  $m^2$ . Le second correspond à  $90^\circ$  : les pressions  $y$  sont sensiblement égales à celles de la Planche XXX, et le hangar est fortement pressé du dehors en dedans.

*Résumé des cas défavorables et conclusion.* — La figure 207 résume les cas les plus défavorables pour les différents dispositifs que nous venons d'examiner. Les tracés se rapportent à la section médiane, et représentent

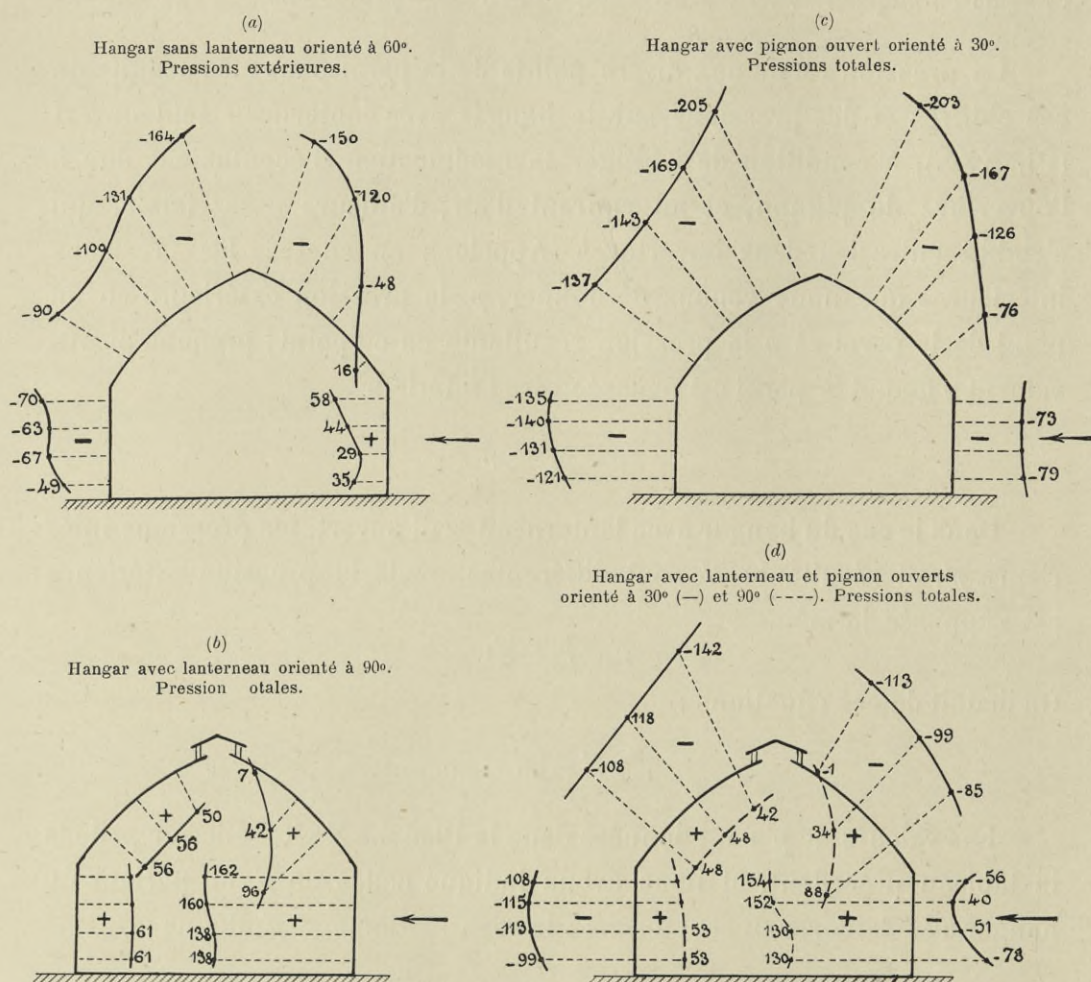


FIG. 207. — Charges du vent les plus défavorables dans la section médiane, pour les divers cas étudiés.

par suite, très sensiblement, les efforts exercés sur la majeure partie du hangar.

Il faut observer que les pressions mesurées sur le hangar entièrement fermé (a) ne sont que les pressions extérieures, et qu'ainsi la figure correspondante n'est pas tout à fait comparable aux autres, qui représentent les pressions totales sur les parois. Pourtant, cette figure n'est pas moins complète que les autres : elle l'est même davantage, car elle fait connaître la pression totale dès qu'on se donne l'endroit où l'intérieur

du hangar est mis en communication avec l'extérieur. En ce point, en effet, il y a équilibre de pression de chaque côté de la paroi, et la pression intérieure du hangar est égale à la pression extérieure en ce même point : pour avoir la pression totale en un autre point quelconque des parois, il suffit de retrancher de la pression extérieure en ce dernier point, la pression intérieure prise avec son signe.

Les efforts exercés sur le hangar où l'on a ouvert, soit le pignon (*c*), soit à la fois le lanterneau et le pignon (*d*), sont très élevés. Avec le mode actuel de construction, aucun hangar à dirigeable ne pourrait résister à des efforts de soulèvement de 150 à 200 *kg* par *m*<sup>2</sup>, répartis comme le montrent les figures : c'est-à-dire qu'une tempête, très violente, il est vrai, mais telle qu'on en observe quelquefois, détruirait tous les hangars avec pignon ouvert contre le vent.

Il faut donc, en définitive, éviter que les pignons soient ouverts pendant la tempête.

Le hangar avec lanterneau (*b*) subit de moindres efforts. On peut se demander si on n'arriverait pas à les réduire encore, en remplaçant le lanterneau par une ouverture telle que la pression intérieure s'oppose, autant que possible, aux effets de la pression extérieure. Revenons donc au hangar entièrement fermé, et voyons sur la Planche XXIX à quelle distance des parois il convient de pratiquer cette ouverture. Les dépressions dépassant de beaucoup les pressions, il faudra pratiquer l'ouverture de façon que les dépressions soient réduites, c'est-à-dire en un point qui soit toujours soumis extérieurement à une dépression ; mais cette dépression ne devra pas être trop grande, pour ne pas donner aux pressions un accroissement exagéré. L'ouverture sera symétrique par rapport au bâtiment, pour produire son effet quel que soit le sens du vent ; si elle est répartie en des points où la dépression n'est pas la même sans être toutefois trop variable, on pourra légitimement admettre que la dépression intérieure est la moyenne des dépressions extérieures aux différents points de l'ouverture. En procédant à cette recherche par tâtonnements, on arrive au résultat suivant, qui est la conclusion pratique de nos essais.

Les ouvertures qui constituent la communication principale entre l'intérieur du hangar et l'extérieur, ont la situation la plus avantageuse quand elles sont réparties longitudinalement sur les deux pans de la toiture,

à égale distance entre le faitage et le bas du toit (1). D'un côté à l'autre, les dépressions diffèrent généralement peu, de manière que la dépression

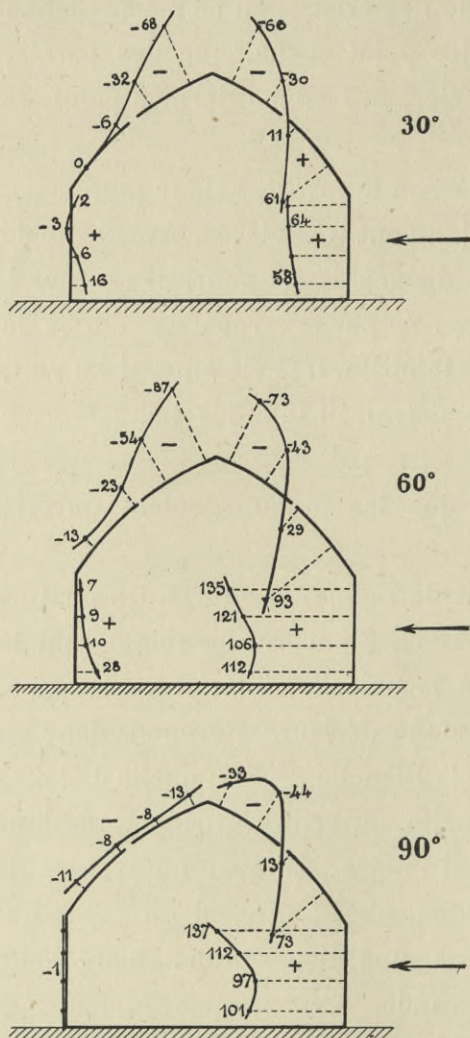


FIG. 208. — Pressions totales du vent dans la section médiane du hangar, avec des ouvertures placées au milieu des pans de la toiture.

intérieure est la moyenne des dépressions de chaque côté, et que les courants d'air sont faibles dans le hangar. La figure 208 représente la répartition des pressions dans la section médiane, pour les inclinaisons du vent de 30°, 60° et 90°. On voit que les plus grands efforts sont les pressions exercées du dehors en dedans sur les parois verticales, et qui restent inférieures à 140 *kg* par *m*<sup>2</sup>; ces pressions sont également un maximum pour les pignons. Comme d'autre part la toiture ne supporte guère que des pressions et des dépressions modérées, les efforts sont en définitive ceux auxquels le mode actuel de construction permet le mieux de résister, et, de plus, ils se ramènent sensiblement aux hypothèses ordinairement admises dans les programmes, au moins pour les parois verticales. Ainsi cette disposition de deux ouvertures pratiquées au milieu du toit offre un double avantage : elle réduit l'effort du vent, et elle rend plus légitimes les hypothèses habituelles.

On pourrait réaliser des conditions un peu meilleures théoriquement, en pratiquant des ouvertures dont les unes seraient fermées et les autres ouvertes suivant la direction du vent, mais cette manœuvre serait difficile et peu sûre, et la première solution est évidemment préférable.

(1) Ces ouvertures seraient constituées par des châssis surélevés analogues à ceux qui existent sur les pans inclinés des toitures des gares.

Toutefois, il faut observer que, quoique les ouvertures placées au milieu du toit ramènent les efforts exercés sur ce toit à des dépressions modérées, ces dépressions peuvent, à l'orientation de  $60^\circ$ , soulever une couverture qui ne serait pas reliée solidement à l'ossature. Si ceci était à craindre, il vaudrait mieux revenir à l'ouverture placée sur le faîtage, c'est-à-dire au lanterneau ordinaire. On n'aurait alors, sur le toit, que des pressions auxquelles la surcharge ordinairement prévue pour la neige permet de résister (*b*, fig. 207), et on en serait quitte pour augmenter la solidité des parois verticales, dont la fatigue serait alors accrue, tant par la pression plus grande du vent, que par la surcharge transmise par le toit. Il est vraisemblable que, dans la plupart des cas, cette considération du soulèvement de la couverture fera préférer le hangar avec lanterneau : les charges applicables seront alors celles du diagramme *b* (fig. 207), qui, en définitive, est celui que l'on doit considérer de préférence comme base des calculs.

§ 4. — Pression sur un modèle de hangar du type de Hambourg.

Les résultats trouvés sur le modèle précédent ont été confirmés, dans leur ensemble, par l'étude d'un modèle de forme quelque peu différente :

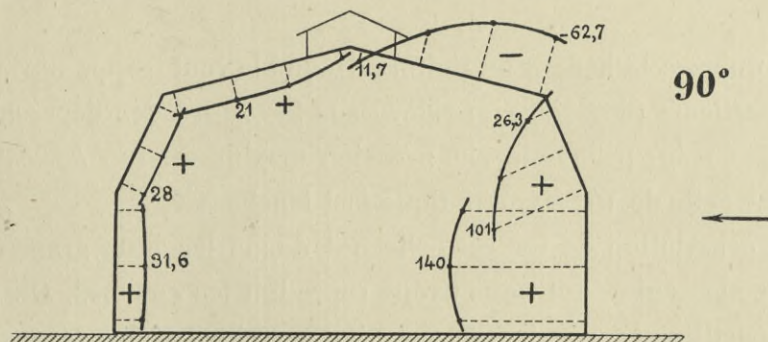


FIG. 209. — Pressions totales dans la section médiane d'un hangar du type de Hambourg, avec lanterneaux ouverts (orientation :  $90^\circ$ ).

celui du hangar de Hambourg, représenté dans *La Technique Aéronautique* du 1<sup>er</sup> novembre 1913. Ce hangar, destiné à abriter deux dirigeables, a extérieurement une largeur de  $51\text{ m}$  sur une hauteur de  $31$ ; il porte deux grands lanterneaux dont chacun a  $16\text{ m}$  environ de longueur.

Le modèle, construit à l'échelle du centième, a été essayé dans sa seule section médiane, et de la même manière que le hangar du type de Belfort avec lanterneau, c'est-à-dire que l'intérieur communiquait avec une branche d'un manomètre, dont l'autre branche était mise en relation avec un point variable de l'extérieur de la paroi.

L'arête relativement brusque de la toiture cause une dépression assez forte, et les lanterneaux ne sont plus, comme dans le premier modèle, à l'endroit de la plus grande dépression. Il en résulte que le hangar n'est pas soumis partout à des pressions, et que celles-ci sont en général

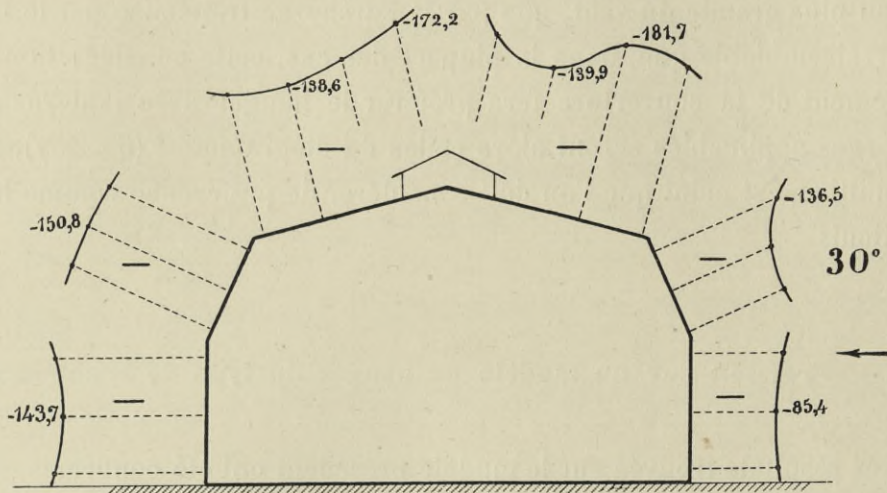


FIG. 210. — Pressions totales dans la section médiane d'un hangar du type de Hambourg, avec lanterneaux et pignon ouverts (orientation  $30^\circ$ ).

moindres qu'avec le hangar de Belfort. Quand le vent frappe normalement la paroi verticale (fig. 209), on relève sur la toiture des dépressions qui s'élèvent à  $63 \text{ kg}$ ; par contre, la pression maximum,  $140 \text{ kg}$ , est un peu inférieure à celle de  $162 \text{ kg}$  qu'indique la Planche XXX.

Cette orientation de  $90^\circ$  est celle qui donne les plus grands efforts; aussi est-ce la seule dont nous ayons reproduit les courbes. On trouve à  $60^\circ$  une répartition très analogue, avec des pressions et des dépressions un peu plus faibles; à  $30^\circ$  la pression maximum est abaissée à  $50 \text{ kg}$ , et l'arrière ne subit plus que des dépressions; enfin à  $0^\circ$  on trouve partout une pression de  $25$  à  $30 \text{ kg}$ .

Nous avons complété ces essais en déterminant les efforts quand un pignon est ouvert. Il a suffi de mesurer les pressions intérieures avec le pignon successivement fermé et ouvert, comme nous l'avions fait avec le

premier modèle. Les dépressions maxima se trouvent encore à l'orientation de  $30^\circ$  (fig. 210), mais elles sont sensiblement plus élevées qu'avec le premier hangar (fig. 207, *d*) et vont jusqu'à 182 *kg*, la pression intérieure comptant dans ce chiffre pour 85 *kg*, et la dépression extérieure pour 97 *kg*. L'ouverture du pignon, permettant au vent de tempête de s'engouffrer dans le hangar, serait donc plus dangereuse encore que pour le hangar du premier type. La raison de cette infériorité est que les lanternes du type de Hambourg, étant relativement moins importants que ceux du type de Belfort, réduisent moins la forte pression intérieure produite par l'ouverture du pignon.

Toutes les valeurs numériques relatives à ces essais sont données dans l'Atlas.

§ 5. — Expériences de vérification des résultats précédents.

Les très fortes dépressions que nous avons trouvées à la partie supérieure d'un obstacle, même dans des régions opposées au vent,

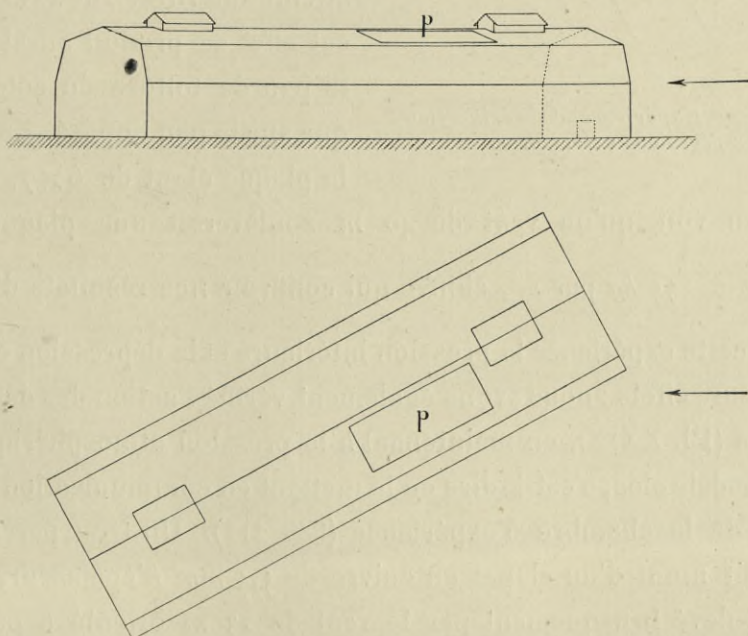


FIG. 211. — Expérience de vérification de la pression sur une toiture.

s'écartent tellement de ce qu'admettent encore les constructeurs, qu'elles peuvent leur sembler invraisemblables et peut-être erronées : aussi avons-



nous cru utile de réaliser une expérience simple qui en constitue une vérification directe.

Sur la toiture d'un de nos modèles, celui du hangar de Hambourg, nous avons pratiqué une ouverture de  $30 \times 10 \text{ cm}$ , que nous avons fermée par une plaque de tôle de  $6 \text{ mm}$  d'épaisseur affleurant la surface et posée

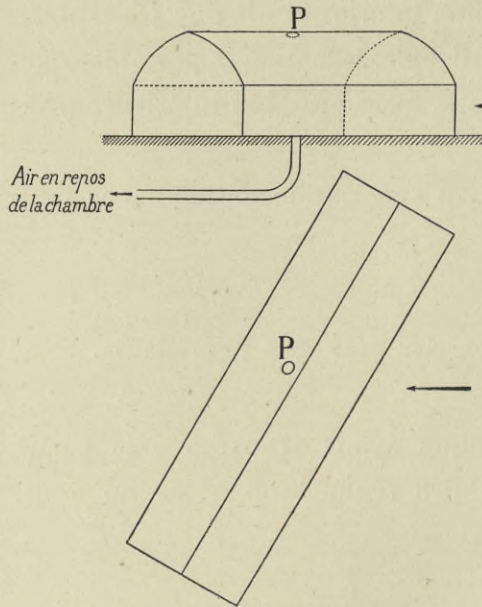


FIG. 212. — Expérience de vérification des pressions extérieures.

librement sur de petites consoles intérieures. Le modèle est exposé au courant d'air (fig. 211), avec des lanternes fermés pour que la dépression extérieure ne puisse se transmettre à l'air intérieur; une petite ouverture représentant une porte basse est pratiquée dans le pignon frappé par le vent. Ce modèle étant exposé à une orientation de  $30^\circ$ , la plaque de tôle est soulevée et rejetée dès que le vent atteint une vitesse de  $22 \text{ m}$  environ; cet effet se produit aussi bien sur le pan de toiture du côté du vent que sur le pan opposé. Le poids de la plaque étant de  $6 \times 7,8 = 47 \text{ kg}$  par  $\text{m}^2$ , on voit qu'un vent de  $40 \text{ m}$  soulèverait une plaque pesant  $\left(\frac{40}{22}\right)^2 \times 47 = 155 \text{ kg}$  par  $\text{m}^2$ , chiffre qui confirme nos résultats d'essai.

Dans cette expérience la pression intérieure et la dépression extérieure ajoutent leurs effets : nous avons également vérifié l'action des dépressions extérieures (Pl. XXIX), en maintenant à la pression atmosphérique l'intérieur du modèle clos, c'est-à-dire en le mettant en communication avec l'air immobile de la chambre d'expérience (fig. 212). Un trou percé dans la toiture était muni d'un clapet en cuivre de  $5,5 \text{ mm}$  d'épaisseur, qui était encore soulevé brusquement par le vent de  $23 \text{ m}$  orienté à  $60^\circ$ , ce qui correspond pour  $40 \text{ m}$  de vitesse à la dépression de  $160 \text{ kg}$  indiquée sur la Planche XXIX.

# CHAPITRE X

## HÉLICES

---

### I. — CONSIDÉRATIONS GÉNÉRALES.

Dans la *Résistance de l'Air et l'Aviation* — 1911, nous avons montré que, si l'effort de l'air sur un élément d'hélice est proportionnel à la surface de cet élément et au carré de la vitesse relative, on peut représenter par deux courbes tout le fonctionnement d'une hélice, et même des hélices géométriquement semblables.

Dans ce cas, en effet, en appelant (1) :

D, le diamètre d'une hélice géométriquement semblable à une hélice donnée,

$n$ , son nombre de tours dans l'unité de temps,

V, sa vitesse de translation par rapport à l'air,

F, son effort de traction,

C, le moment de son couple de rotation,

$P_m$ , sa puissance motrice, c'est-à-dire le produit  $2\pi nC$ ,

P, sa puissance utile, c'est-à-dire le produit FV,

et  $\rho$  son rendement, c'est-à-dire  $\frac{P}{P_m}$ ,

les quantités :  $\frac{F}{n^2D^4}$ ,  $\frac{C}{n^2D^5}$ ,  $\frac{P_m}{n^3D^5}$ ,  $\frac{P}{n^3D^5}$  et  $\rho$ ,

(1) Nous ferons observer que, dans tous nos essais et tableaux numériques, les notations de  $n$ , V et  $P_m$  ou P se rapportent à la seconde, au mètre et au kilogrammètre.

Pour les représentations logarithmiques, dont il sera parlé plus loin, ces mêmes notations se rapportent à des unités se rapprochant davantage de la pratique : P à la puissance en chevaux-vapeur, V à la vitesse en kilomètres par heure, et  $n$  au nombre de tours par minute.

ne dépendent que du rapport  $\frac{V}{nD}$  : nous allons reproduire la démonstration très simple que nous en avons donnée.

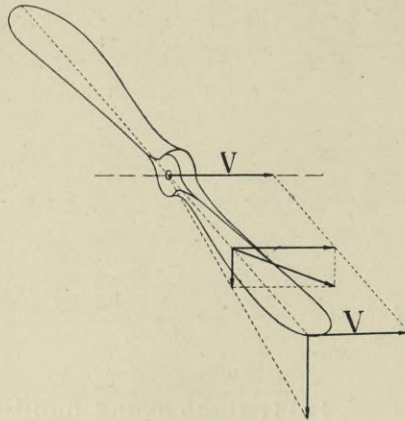


FIG. 213.

Considérons une hélice ayant pour diamètre l'unité de longueur, et animée par rapport à l'air d'une vitesse de translation  $V$  parallèle à son axe. La figure 213 montre que si les vitesses de translation  $V$  et de rotation  $\pi n \times 1$  à l'extrémité de la pale varient en restant proportionnelles, la vitesse en un point quelconque varie dans la même proportion, et que sa direction ne change pas. Autrement dit, pour une même direction de la vitesse relative à l'extrémité de la pale, la vitesse relative en un point quelconque de l'hélice est invariable en direction, et son intensité est proportionnelle à  $V$ . Dans ces conditions, les efforts sur la pale ont une résultante fixe en position et en direction, et d'intensité  $\varphi$  proportionnelle à  $V^2$  :

$$\varphi = AV^2.$$

Dans une hélice géométriquement semblable de diamètre  $D$ , et dont les vitesses à l'extrémité de la pale ont encore le même rapport, la résultante sera placée sur la droite homologue, et son intensité  $\Phi$  sera multipliée par le rapport des surfaces, c'est-à-dire par  $\frac{D^2}{1}$  :

$$\Phi = AV^2D^2.$$

Mais nous avons vu que  $A$  ne dépend que de la direction de la vitesse relative à l'extrémité des hélices, c'est-à-dire de  $\frac{V}{\pi n D}$  ou de  $\frac{V}{nD}$ , si l'on considère l'hélice de diamètre  $D$  et si l'on appelle  $n$  son nombre de tours par seconde. On peut donc écrire :

$$\Phi = V^2D^2f\left(\frac{V}{nD}\right).$$

ce qui peut prendre la forme :

$$\Phi = \left(\frac{V}{nD}\right)^2 (nD)^2D^2f\left(\frac{V}{nD}\right),$$

ou :

$$\Phi = n^2 D^4 f' \left( \frac{V}{nD} \right).$$

En projetant  $\Phi$  sur l'axe de l'hélice, on aura l'effort de traction  $F$  des deux pales par une formule analogue :

$$F = n^2 D^4 f_1 \left( \frac{V}{nD} \right).$$

Les composantes perpendiculaires à l'axe donnent un couple dont le moment  $C$  est proportionnel à ces composantes et à leur distance à l'axe, c'est-à-dire au diamètre de l'hélice :

$$C = \left[ n^2 D^4 f_2 \left( \frac{V}{nD} \right) \right] D \quad \text{ou} \quad C = n^2 D^5 f_2 \left( \frac{V}{nD} \right).$$

La puissance utile est le produit de  $F$  par la vitesse  $V$ , c'est-à-dire, puisque  $V = nD \left( \frac{V}{nD} \right)$  :

$$P = n^3 D^5 f_3 \left( \frac{V}{nD} \right).$$

La puissance motrice est le produit du couple par la vitesse angulaire  $2\pi n$  :

$$P_m = 2\pi n^3 D^5 f_2 \left( \frac{V}{nD} \right).$$

Enfin le rendement est le rapport entre  $P$  et  $P_m$  :

$$\rho = \frac{P}{P_m} = f_4 \left( \frac{V}{nD} \right).$$

En résumé, les coefficients :

$$\frac{F}{n^2 D^4}, \quad \frac{C}{n^2 D^5}, \quad \frac{P_m}{n^3 D^5}, \quad \frac{P}{n^3 D^5} \quad \text{et} \quad \rho,$$

ne dépendent que de  $\frac{V}{nD}$ .

Observons qu'il en est de même pour les quantités  $\frac{F}{n^2 D^4} \left( \frac{V}{nD} \right)^m$ ,  $\frac{C}{n^2 D^5} \left( \frac{V}{nD} \right)^p$ , ... , quels que soient  $m, p$ ... On peut choisir ces exposants de manière à faire disparaître, au lieu de  $V$ , soit  $D$ , soit  $n$ ; on obtient :

$$\frac{Fn^2}{V^4}, \quad \frac{Cn^3}{V^5}, \quad \frac{P_m n^2}{V^5}, \quad \frac{Pn^2}{V^5} \quad \text{et} \quad \rho,$$

en donnant aux exposants les valeurs, — 4 pour la première et — 5 pour les autres, et :

$$\frac{F}{D^2V^2}, \quad \frac{C}{D^3V^2}, \quad \frac{P_m}{D^2V^3}, \quad \frac{P}{D^2V^3} \quad \text{et } \rho,$$

en prenant pour exposants les valeurs — 2 pour les deux premières et — 3 pour les deux autres.

Tous ces coefficients peuvent servir à caractériser les hélices; parmi eux, il y a lieu de distinguer :

$$\frac{P_m n^2}{V^5} \quad \text{et} \quad \frac{P_m}{D^2V^3},$$

dont nous donnons les valeurs dans les tableaux numériques de l'Atlas, parce qu'ils peuvent être d'un usage commode dans la pratique.

Dans le cas le plus fréquent, en effet, on a, pour déterminer une hélice, la puissance et le nombre de tours du moteur, ainsi que la vitesse que doit réaliser l'aéroplane, c'est-à-dire qu'on connaît  $P_m$ ,  $n$  et  $V$ , et par suite la valeur du coefficient  $\frac{P_m n^2}{V^5}$  applicable à l'hélice. Si l'on connaît, pour une hélice, une série de valeurs corrélatives de  $\frac{V}{nD}$ ,  $\frac{P_m n^2}{V^5}$  et  $\rho$ , on en déduira le  $\frac{V}{nD}$  et le  $\rho$  qui correspondent à la valeur particulière de  $\frac{P_m n^2}{V^5}$ , et, par suite, le diamètre  $D$  qu'il faudra donner à l'hélice pour satisfaire aux conditions imposées, et le rendement  $\rho$  qu'aura cette hélice (1). De même, si on se donne la puissance et la vitesse, et le diamètre de l'hélice, ce qui arrive ordinairement pour les dirigeables ou les aéroplanes à hélices démultipliées, on connaît  $\frac{P_m}{D^2V^3}$ , et ce facteur facilite, comme dans

(1) Prenons par exemple les conditions suivantes :

$$V = 100 \text{ km/h} = 27,78 \text{ m/sec}, \quad P_m = 100 \text{ ch} = 7.500 \text{ kgm}, \quad n = 1.000 \text{ t/min} = 16,67 \text{ t/sec},$$

d'où  $\frac{P_m n^2}{V^5} = 0,126$ . Pour cette valeur, l'hélice n° 20, par exemple (Voir p. 59 de l'Atlas), donne :

$$\frac{V}{nD} = 0,71, \quad \text{d'où } D = \frac{V}{0,71 n} = \frac{27,78}{0,71 \cdot 16,67} = 2,34 \text{ m}, \quad \text{et } \rho = 0,61.$$

On résoudre plus facilement les problèmes de ce genre en construisant les courbes de  $\frac{P_m n^2}{V^5}$  (et de  $\frac{P_m}{D^2V^3}$ ) en fonction de  $\frac{V}{nD}$ , et en marquant sur ces courbes les valeurs du rendement. La méthode que nous proposons plus loin repose sur un principe analogue, mais elle est préférable en ce qu'elle évite tout calcul et s'applique très simplement à de multiples problèmes, surtout au choix des hélices. — Nous retrouverons, avec cette méthode, le résultat du problème que nous venons de prendre en exemple (Voir p. 350).

le cas précédent, la détermination du nombre de tours et du rendement.

Deux courbes relatives à deux coefficients quelconques de l'une des trois séries précédentes suffisent, avec  $\frac{V}{nD}$ , pour définir le fonctionnement de l'hélice. On pourrait prendre par exemple  $\frac{F}{n^2D^4}$  et  $\frac{C}{n^2D^5}$ , ou  $\frac{Fn^2}{V^4}$  et  $\frac{P_m n^2}{V^5}$  ou  $\frac{P_m}{n^3D^5}$  et  $\frac{P}{n^3D^5}$ . On peut même ne considérer qu'une seule courbe, celle de la puissance motrice, par exemple, à la condition d'inscrire sur celle-ci les divers rendements de l'hélice. C'est ce dernier mode de représentation que nous adopterons d'une manière à peu près générale, en raison de sa très grande simplicité, pour la représentation logarithmique des résultats d'essai, dont nous parlons plus loin et que nous proposons aujourd'hui pour remplacer les courbes à échelles linéaires.

Cependant, l'expérience nous a montré que quand la vitesse ou le nombre de tours éprouvent des changements notables, il arrive parfois qu'on ne peut plus considérer les points obtenus comme placés sur une seule courbe, et qu'il faut une courbe pour chaque vitesse relative ou pour chaque vitesse de rotation de l'hélice. Ainsi, et quoique les diverses courbes soient généralement très voisines, la résistance des hélices ne peut pas être regardée comme exactement proportionnelle au carré de la vitesse relative.

On peut attribuer l'écart aux déformations que produisent sur l'hélice l'effort de l'air et la force centrifuge, ou au fait que la loi de proportionnalité au carré de la vitesse n'est probablement plus vérifiée aux valeurs très élevées de la vitesse relative de la pale et de l'air. On pourrait l'attribuer, enfin, à l'aspiration produite par l'hélice et à l'influence mutuelle des pales, qui donnent à l'air frappant l'hélice une vitesse différente de la vitesse de translation  $V$  de l'hélice, de manière que le raisonnement précédent comporte à son début une certaine inexactitude, puisque nous avons confondu ces deux vitesses. Mais nous montrerons dans une note complémentaire (page 377) que ce raisonnement peut être rectifié, à ce point de vue, sans que sa conclusion change : ainsi les effets perturbateurs se réduisent à la déformation de l'hélice et à l'inexactitude possible de la loi du carré des vitesses.

Nous avons observé que ces effets perturbateurs ne font qu'augmenter l'utilité des essais de modèles. Si, en effet, on s'arrange pour que les vitesses relatives de la pale et de l'air soient identiques non seulement en direction, mais en intensité, pour le modèle et pour l'hélice, c'est-à-dire, par exemple, si l'on fait tourner à trois mille tours le modèle au tiers d'une hélice tournant à mille tours, il arrivera qu'en deux points homologues des pales des deux hélices : 1° les vitesses relatives seront les mêmes et par suite que l'écart avec la loi du carré de la vitesse sera le même et que les pressions de l'air seront égales ; 2° les efforts dus à la force centrifuge seront également les mêmes ; en conséquence, et pourvu que les deux hélices soient formées d'une même matière, les allongements unitaires seront les mêmes pour deux éléments homologues, c'est-à-dire que les déformations de l'hélice et de son modèle seront géométriquement semblables, ou, enfin, que les deux hélices ne cesseront pas d'être géométriquement semblables.

En résumé :

1° La résistance des hélices ne peut pas toujours être regardée comme exactement proportionnelle au carré de la vitesse relative. Les diagrammes représentant  $\frac{F}{n^2 D^4}$ , etc., en fonction de  $\frac{V}{nD}$ , doivent généralement comporter plusieurs courbes : nous pensons que, malgré cela, ils sont encore très utiles : ils remplacent, en effet, toute une série d'autres diagrammes, puis ils mettent en évidence l'effet des perturbations dues aux causes que nous avons signalées. De plus, les courbes sont ordinairement assez voisines pour qu'on puisse les supposer réduites à leur moyenne, soit qu'il s'agisse d'une première approximation, soit que la vitesse périphérique  $\pi nD$  ne subisse, comme il arrive en pratique, que des variations peu considérables.

2° De l'étude d'un modèle d'hélice on peut déduire tout le fonctionnement de l'hélice elle-même. La seule condition à remplir est de réaliser, dans l'essai du modèle, la même vitesse relative, en grandeur et direction, que celle à laquelle est soumise l'hélice réelle. Cela conduit à prendre pour les essais la même vitesse de vent  $V$  et des vitesses de rotation inversement proportionnelles aux diamètres de l'hélice et du modèle.

Nous développons dans le paragraphe suivant la méthode des diagrammes logarithmiques auxquels nous avons fait allusion plus haut.

## II. — DIAGRAMMES LOGARITHMIQUES

## § 1. — Principe de la méthode.

Nous appliquerons aux diagrammes d'hélices la même transformation qu'aux polaires d'aéroplanes. Les polaires logarithmiques étaient déduites des polaires ordinaires en remplaçant les abscisses et les ordonnées par leurs logarithmes : de même, nous construirons les courbes caractéristiques des hélices en prenant pour abscisses et pour ordonnées, non plus  $\frac{V}{nD}$  et  $\frac{P_m}{n^3D^5}$  par exemple, mais  $\text{Log } \frac{V}{nD}$  et  $\text{Log } \frac{P_m}{n^3D^5}$ .

Les diagrammes logarithmiques ainsi obtenus, qui permettent, comme on le verra plus loin, de résoudre très rapidement les problèmes courants relatifs aux hélices, ont des propriétés remarquables :

1° Deux courbes suffisent à représenter, en fonction de  $\frac{V}{nD}$ , l'ensemble des 13 coefficients :

$$\frac{F}{n^2D^4} \dots, \quad \frac{Fn^2}{V^4} \dots, \quad \frac{F}{D^2V^2} \dots \text{ et } \rho,$$

dont nous avons parlé plus haut.

On lit directement ces coefficients, *au moyen d'une seule échelle*, à partir d'axes convenablement choisis. (Nous supposons, comme dans ce qui va suivre, que les quantités  $\frac{F}{n^2D^4} \dots$  peuvent être représentées chacune par une seule courbe ; pour une plus grande exactitude il faudrait remplacer les deux courbes dont nous parlons par deux faisceaux de courbes voisines.)

2° Les deux mêmes courbes font connaître directement les diverses valeurs des grandeurs :

$$V, \quad n, \quad D, \quad F, \quad C, \quad P_m, \quad P \text{ et } \rho,$$

qu'on lit sur ces diagrammes au moyen de segments analogues à ceux employés avec les polaires logarithmiques.



Nous allons voir que la démonstration de ces propriétés est très simple.

1° *Lecture des coefficients*  $\frac{F}{n^2D^4} \dots, \frac{Fn^2}{V^4} \dots, \frac{F}{D^2V^2} \dots$  — Supposons qu'on ait construit les deux courbes de  $\text{Log} \frac{P_m}{n^3D^5}$  et  $\text{Log} \frac{P}{n^3D^5}$  en fonction de  $\text{Log} \frac{V}{nD}$ . En se servant d'échelles portant, à une distance de l'origine égale au logarithme d'un nombre, l'indication de ce nombre, on lit évidemment par ces courbes les valeurs de  $\frac{V}{nD}$ ,  $\frac{P_m}{n^3D^5}$  et  $\frac{P}{n^3D^5}$ .

On peut écrire :

$$\text{Log} \frac{F}{n^2D^4} = \text{Log} \left( \frac{FV}{n^3D^5} \times \frac{nD}{V} \right) = \text{Log} \frac{P}{n^3D^5} - \text{Log} \frac{V}{nD};$$

$$\text{Log} \frac{C}{n^2D^5} = \text{Log} \left( \frac{2\pi nC}{n^3D^5} \times \frac{1}{2\pi} \right) = \text{Log} \frac{P_m}{n^3D^5} - \text{Log} 2\pi;$$

$$\text{Log} \rho = \text{Log} \frac{P}{P_m} = \text{Log} \frac{P}{n^3D^5} - \text{Log} \frac{P_m}{n^3D^5}.$$

On voit ainsi :

que pour lire, avec l'échelle logarithmique,  $\frac{F}{n^2D^4}$  sur la courbe  $\frac{P}{n^3D^5}$ , il suffit de retrancher, de chaque ordonnée de cette courbe, une longueur égale à l'abscisse  $\text{Log} \frac{V}{nD}$ , c'est-à-dire de compter les ordonnées à partir d'une droite de coefficient angulaire 1 et coupant l'axe des  $\frac{V}{nD}$  au point  $\text{Log} \frac{V}{nD} = 0$  ou  $\frac{V}{nD} = 1$ , puisque, lorsque  $\text{Log} \frac{V}{nD} = 0$ , on a  $\text{Log} \frac{F}{n^2D^4} = \text{Log} \frac{P}{n^3D^5}$ .

que pour lire  $\frac{C}{n^2D^5}$  sur l'échelle de  $\frac{P_m}{n^3D^5}$ , il suffit de compter les ordonnées à partir de la droite  $\text{Log} 2\pi$ ;

que le rendement est directement mesuré par la différence des deux courbes.

Quant aux logarithmes des huit coefficients  $\frac{Fn^2}{V^4} \dots, \frac{F}{V^2D^2} \dots$ , ils ne diffèrent de  $\text{Log} \frac{F}{n^2D^4} \dots$  que par l'addition de multiples déterminés de

$\text{Log } \frac{V}{nD}$ , c'est-à-dire de multiples déterminés des abscisses; on pourra encore les mesurer sur les deux courbes, avec la même échelle que précédemment, à condition de compter les ordonnées à partir d'obliques déterminées coupant toutes l'axe des  $\frac{V}{nD}$  au point  $\frac{V}{nD} = 1$ .

Nous n'insisterons pas sur la représentation de ces quantités, car nous allons voir que les valeurs individuelles des grandeurs  $V$ ,  $n$ ,  $D$ ,  $P$ ,  $P_m$ ,  $\rho$ , évidemment plus utiles à connaître que les coefficients  $\frac{F}{n^2 D^4}$ , etc., se lisent très aisément sur les diagrammes logarithmiques : aussi, désormais, nous considérerons de préférence ces valeurs individuelles. Toutefois, nous donnerons dans l'Atlas les valeurs numériques des quantités  $\frac{V}{nD}$ ,  $\frac{P_m}{n^3 D^5}$ ,  $\frac{P}{n^3 D^5}$ ,  $\frac{P_m n^2}{V^5}$ ,  $\frac{P_m}{D^2 V^3}$  et  $\rho$ .

2° *Lecture des grandeurs*  $V$ ,  $D$ ,  $n$ ,  $P_m$ ,  $P$ ,  $\rho$ ,  $F$  et  $C$ . — Dans la pratique, l'effort de traction et le couple intéressent moins que les puissances et le rendement : la puissance utile est importante à connaître au point de vue du fonctionnement de l'aéroplane, la puissance motrice est donnée pour caractériser le moteur, et le rendement est évidemment un facteur important du fonctionnement de l'hélice. Aussi considérerons-nous principalement les quantités  $P_m$ ,  $P$  et  $\rho$ , avec, bien entendu,  $V$ ,  $n$  et  $D$ . Les valeurs particulières de ces six quantités se déduisent des deux courbes du diagramme ( $\text{Log } \frac{P_m}{n^3 D^5}$  et  $\text{Log } \frac{P}{n^3 D^5}$  en fonction de  $\text{Log } \frac{V}{nD}$ ) par un tracé entièrement analogue à celui des polaires logarithmiques.

Considérons, en effet, un point de la courbe  $\text{Log } \frac{P_m}{n^3 D^5}$  en fonction de  $\text{Log } \frac{V}{nD}$  (fig. 214). On peut regarder l'abscisse de ce point, dont la valeur est  $\text{Log } V - \text{Log } n - \text{Log } D$ , comme formée des trois segments  $\text{Log } V$ ,  $-\text{Log } n$  et  $-\text{Log } D$  placés bout à bout. De même l'ordonnée sera formée des trois segments  $\text{Log } P_m$ ,  $-3 \text{Log } n$  et  $-\zeta \text{Log } D$  placés bout à bout. Pour aller de l'origine au point considéré, on peut, au lieu de suivre les segments dans l'ordre indiqué, changer cet ordre, et prendre  $\text{Log } V$ , puis  $-\text{Log } n$  parallèle à l'axe des abscisses et  $-3 \text{Log } n$  parallèle à l'axe

des ordonnées, puis  $-\text{Log } D$  parallèle à l'axe des abscisses et  $-\zeta \text{Log } D$  parallèle à l'axe des ordonnées, et enfin  $\text{Log } P_m$ . Il est maintenant évident que les deux segments correspondant à  $n$  peuvent être combinés pour donner un segment oblique dont l'inclinaison est fixe et dont la longueur est proportionnelle à  $\text{Log } n$ . De même pour les deux segments correspondant à  $D$ . En définitive, on peut passer de l'origine à un point de la courbe  $\text{Log } \frac{P_m}{n^3 D^5}$  en traçant quatre segments parallèles à des échelles déterminées, et qui mesurent respectivement  $V$ ,  $n$ ,  $D$  et  $P_m$  (fig. 215). La condition nécessaire et suffisante pour qu'un système de valeurs de  $V$ ,  $n$ ,  $D$  et  $P_m$

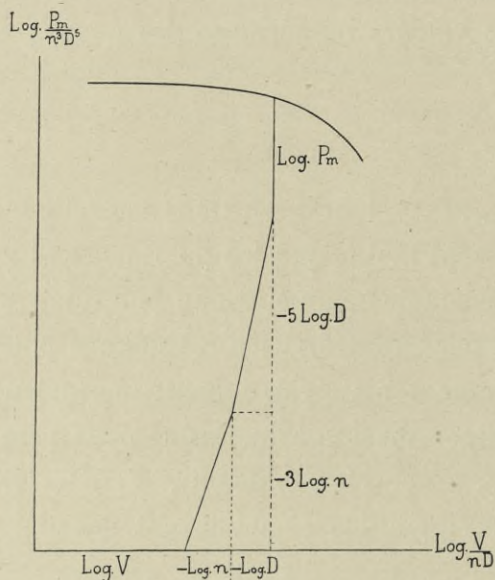


FIG. 214.

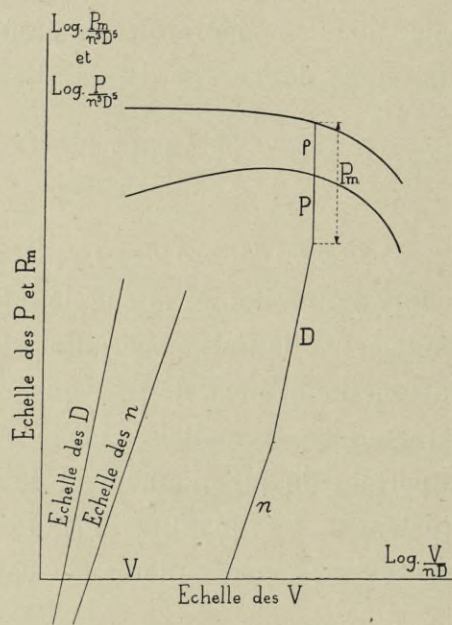


FIG. 215.

soit réalisable avec une hélice correspondant au diagramme, est que ces quatre segments, partant de l'origine, aboutissent à la courbe  $P_m$ .

Si l'on a tracé non seulement la courbe  $\frac{P_m}{n^3 D^5}$ , mais la courbe  $\frac{P}{n^3 D^5}$  (fig. 215), qui est nécessairement au-dessous de la première, la ligne brisée donne, en même temps que  $P_m$ ,  $\rho$  par la longueur lue entre les deux courbes, et  $P$ , puisque le segment mesurant  $P$ , sur l'échelle, est la différence entre les segments  $P_m$  et  $-\rho$ .

On pourrait encore avoir  $F$  ou  $C$ , en retranchant de l'ordonnée le segment mesurant, soit l'abscisse du point, soit  $2 \pi$ .

Une variante de la représentation précédente est la suivante :

En supposant tracée la courbe de  $\text{Log } \frac{P_m}{n^3 D^5}$  en fonction de  $\text{Log } \frac{V}{nD}$ , il est facile d'inscrire sur cette courbe les rendements  $\rho$  de l'hélice, calculés comme on l'a expliqué page 37, et correspondant à différentes valeurs de  $\frac{V}{nD}$ .

La figure 217 donne une représentation du genre de diagramme très simple auquel on aboutit alors et qui pour beaucoup d'applications, notamment pour le choix des hélices, remplace avantageusement celui de la figure 216, qui exige deux courbes.

*Détermination des échelles.* — Nous construirons les courbes en prenant des échelles deux fois moindres pour les ordonnées que pour les abscisses. Les segments parallèles à  $n$  et à  $D$  auront alors respectivement des coefficients angulaires de  $\frac{3}{2}$  et  $\frac{5}{2}$ . Nous marquerons les valeurs de  $\frac{P_m}{n^3 D^5}$  et de  $\frac{V}{nD}$  en prenant pour unités le mètre, le kilogramme et la seconde, de manière à construire les courbes avec nos chiffres d'expérience. Mais sur les échelles donnant  $P$ ,  $V$  et  $n$ , nous inscrirons  $P$  en chevaux et  $n$  en tours par minute, parce que ce sont les unités ordinairement prises pour les moteurs, et  $V$  en kilomètres par heure, pour relier les résultats à ceux donnés par les polaires logarithmiques.

Nous conviendrons que les origines des échelles  $n$  et  $D$  seront aux points  $n = 800$  et  $D = 3 \text{ m}$ . Cette convention détermine la correspondance des échelles de  $\frac{V}{nD}$  et  $V$ , et de  $\frac{P_m}{n^3 D^5}$  et  $P_m$ . (Les échelles de  $\frac{P_m}{n^3 D^5}$  et de  $\frac{P}{n^3 D^5}$  sont évidemment confondues; de même celles de  $P$  et de  $P_m$ .) Par un raisonnement entièrement analogue à celui qui nous a servi pour les polaires logarithmiques, on trouve que le point  $100 \text{ km/h}$  de l'échelle des  $V$  doit coïncider avec le point  $0,695$  de l'échelle des  $\frac{V}{nD}$ , et que le point  $100 \text{ ch}$  de l'échelle des  $P_m$  doit coïncider avec le point  $0,01302$  de l'échelle des  $\frac{P_m}{n^3 D^5}$  (1).

(1) Pour  $n = 800 \text{ t/m} = 13,333 \text{ t/sec}$  et  $D = 3 \text{ m}$ , les coordonnées  $\frac{V}{nD}$  et  $\frac{P_m}{n^3 D^5}$  de tout point du plan mesurent  $V$  et  $P$  puisque, pour ces valeurs particulières de  $n$  et  $D$ , les segments  $n$

Les diverses échelles sont ainsi complètement déterminées. Elles sont toutes tracées sur la figure 216.

*Usage des échelles.* — Toute ligne brisée partant de l'origine O et formée de quatre segments respectivement parallèles aux quatre échelles, représente un système de valeurs de :

$$V, \quad n, \quad D \quad \text{et} \quad P_m,$$

si elle aboutit à la courbe supérieure, qui est celle de  $\frac{P_m}{n^3 D^5}$  en fonction de  $\frac{V}{nD}$ ; elle représente un système de valeurs de :

$$V, \quad n, \quad D \quad \text{et} \quad P,$$

si elle aboutit à la courbe inférieure, qui est celle de  $\frac{P}{n^3 D^5}$ .

Sur le diagramme de la figure 217, le rendement  $\rho$  se lit par simple interpolation sur la courbe des  $P_m$ .

Les segments sont comptés à partir de O, pour les V et les  $P_m$  ou les P, et à partir des origines marquées  $O_r$ , pour les D et les  $n$ . Pour le sens des segments, on observera la même règle qu'avec les polaires logarithmiques: si on suit la ligne brisée à partir de l'origine O jusqu'à la courbe, le sens dans lequel on parcourt chaque segment, est le sens dans lequel on doit placer ce segment, à partir des origines O ou  $O_r$ , sur l'échelle correspondante, pour avoir sa valeur.

L'ordre des segments est évidemment indifférent. Suivant les cas, on construira d'abord, en partant de l'origine, les uns ou les autres. Quand on finit par le segment P ou  $P_m$ , le dernier segment donne à la fois P,  $P_m$  et  $\rho$  (fig. 215 et 216 tracé I). Si on finit par un autre segment, (fig. 216 tracé II), on a  $\rho$  par le segment compris entre les deux courbes au point où l'on aboutit, et, en ajoutant à P ou en retranchant de  $P_m$  la longueur de ce segment qui mesure  $\rho$ , on obtient la dernière inconnue  $P_m$  ou P.

et D de la ligne brisée V,  $P_m$ ,  $n$ , D sont nuls. Considérons  $V = 100 \text{ km/h} = 27,78 \text{ m/sec}$  et  $P_m = 100 \text{ ch} = 7500 \text{ kg/m}$ : les points correspondants des échelles de V et  $P_m$  doivent coïncider avec les points des échelles de  $\frac{V}{nD}$  et  $\frac{P_m}{n^3 D^5}$  marqués respectivement  $\frac{27,78}{13,333 \times 3} = 0,695$  et  $\frac{7500}{13,333^3 \times 3^5} = 0,01302$ .

Exemples d'application. — I. Le tracé I de la figure 216 montre qu'une hélice géométriquement semblable à l'hélice n° 24 (voir p. 380 et

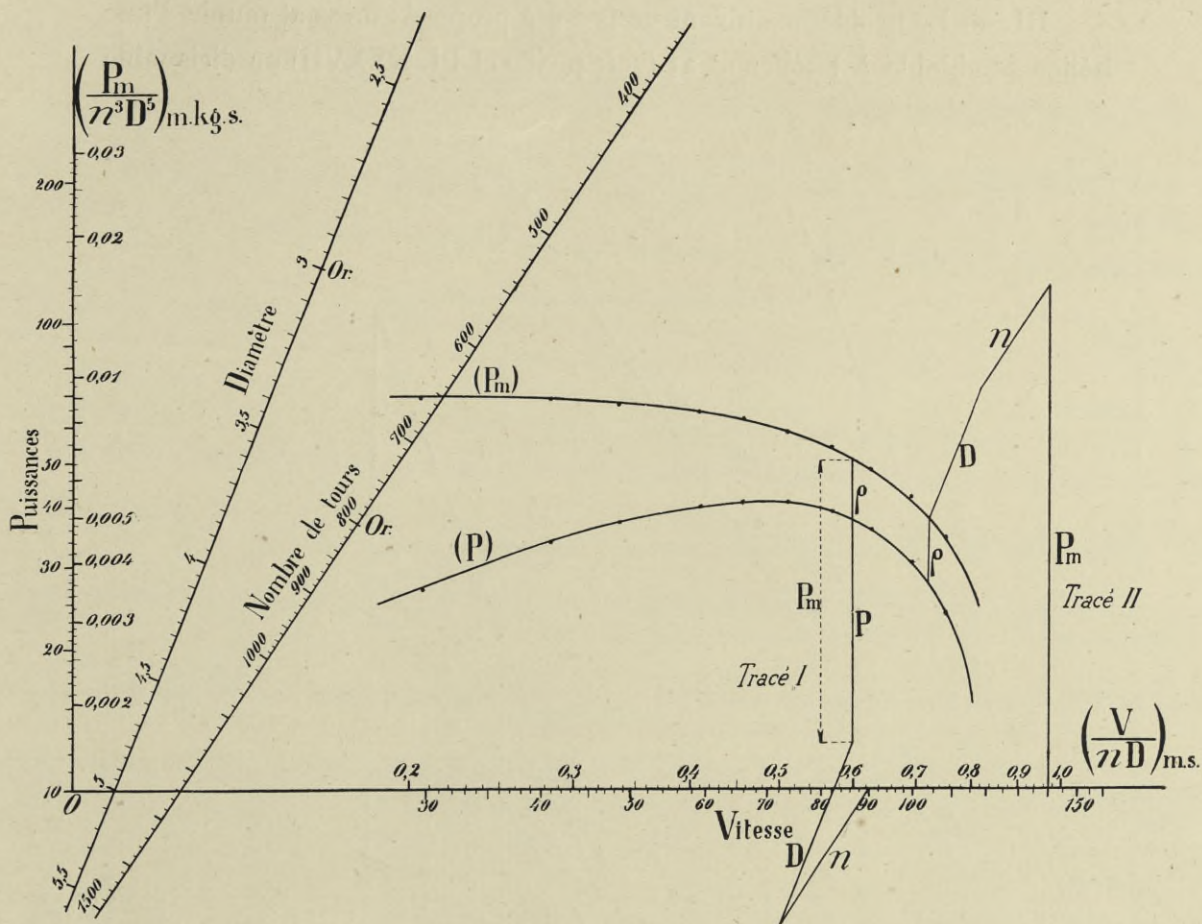


FIG. 216. — Lecture des grandeurs  $V$ ,  $n$ ,  $D$ ,  $P$ ,  $P_m$ , et  $\rho$  sur les diagrammes logarithmiques.

Pl. XXXVII), dont le diagramme est porté sur cette figure, peut réaliser les conditions :

$$\begin{aligned}
 V &= 90 \text{ km/h}, & n &= 1.000 \text{ t/m}, & D &= 2,50 \text{ m}, & P_m &= 40 \text{ ch}, \\
 P &= 30 \text{ ch}, & \rho &= 0,75.
 \end{aligned}$$

II. — Le tracé II de la même figure donne la solution du problème suivant : quel diamètre faut-il donner à une hélice géométriquement semblable à l'hélice n° 24 pour qu'elle absorbe, à la vitesse de 140 km, la puissance d'un moteur de 120 ch, tournant à 950 tours ?

En menant, à partir de  $V = 140$ , les segments  $P_m = 120$ ,  $n = 950$  et  $D$ , on voit que le diamètre cherché de l'hélice devrait être  $3,40$  m, que son rendement serait  $0,73$ .

III. — Le problème suivant nous a été proposé : on veut munir d'une hélice semblable à l'hélice n° 23 (voir p. 380 et Pl. XXXVII) un dirigeable

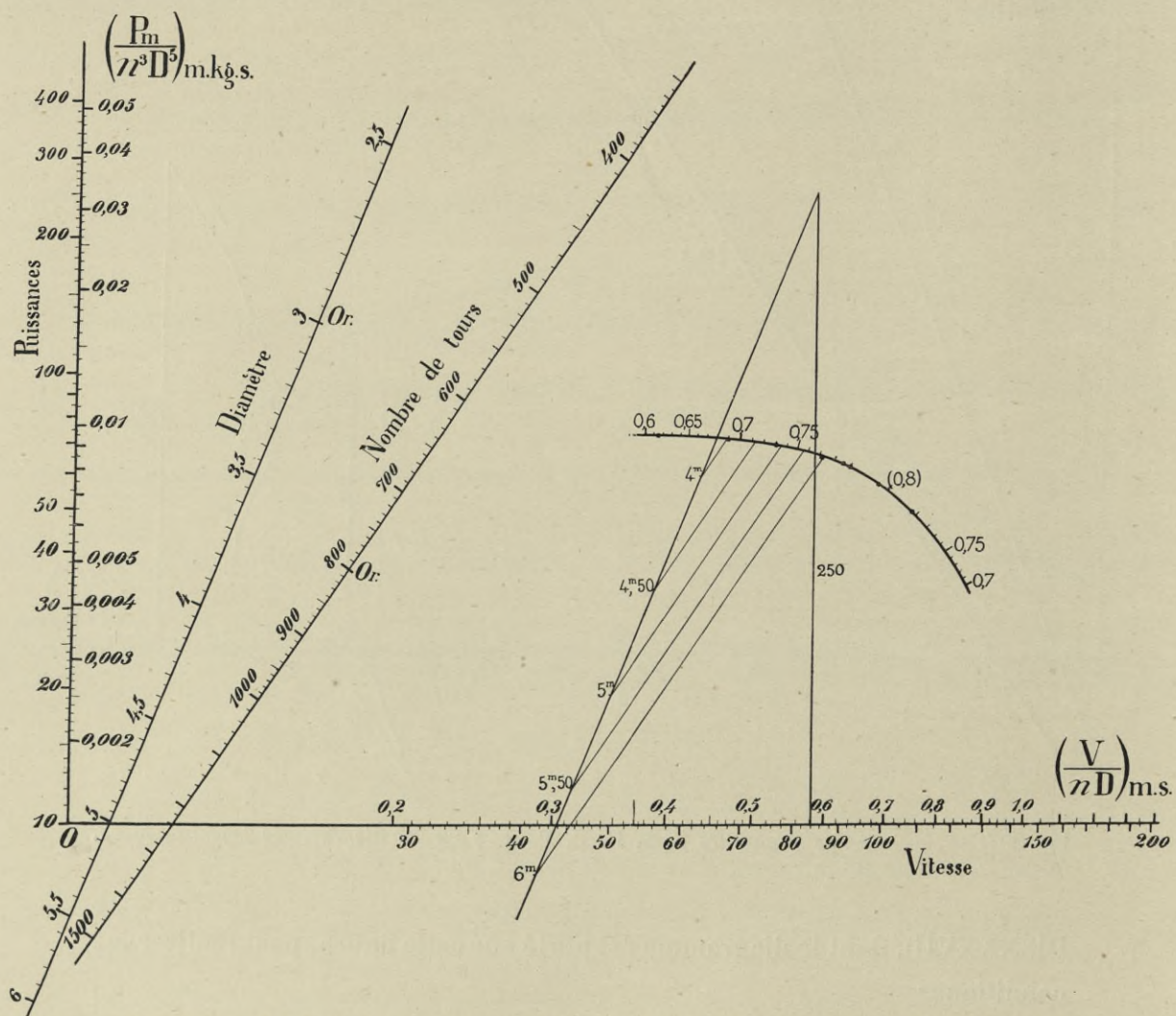


FIG. 217. — Variations corrélatives du diamètre, du nombre de tours et du rendement.

ayant un moteur de  $250$  ch et devant se déplacer à la vitesse de  $84$  km/h : quels sont, pour différentes valeurs du diamètre, le nombre de tours qu'il faudra adopter et le rendement de l'hélice ? Le maximum admissible pour le diamètre de l'hélice est  $6$  m.

Sur le diagramme en  $P_m$  et  $\rho$  de l'hélice n° 23 (fig. 217) portons les

segments  $V = 84$ ,  $P_m = 250$ ,  $D = 4, 4,5, 5, 5,5$  et  $6 m$ , puis les segments de  $n$  et de  $\rho$  : on lit :

$D = 4$	$4,5$	$5$	$5,5$	$6$
$n = 750$	$622$	$522$	$450$	$392$
$\rho = 0,69$	$0,71$	$0,735$	$0,755$	$0,77$

Pour montrer la commodité de ce procédé, résolvons le même problème en partant des courbes ordinaires de  $\frac{P_m}{n^3 D^5}$  et de  $\rho$  en fonction de  $\frac{V}{nD}$ .

On lit sur ces courbes les groupes de valeurs :

$\frac{V}{nD} =$	$0,45$	$0,50$	$0,55$	$0,60$	$0,65$	$0,70$
$\frac{P_m}{n^3 D^5} =$	$0,0095$	$0,00925$	$0,0089$	$0,0085$	$0,0081$	$0,0074$
$\rho =$	$0,66$	$0,70$	$0,74$	$0,765$	$0,78$	$0,79$

Ces quantités sont exprimées, comme celles qui vont suivre dans ce calcul, avec les unités ordinaires de nos tableaux numériques, c'est-à-dire que  $V$  est exprimé en  $m/sec$ ,  $P_m$  en  $kgm$  et  $n$  en nombres de tours par seconde.

Le dirigeable devant se déplacer à la vitesse de  $84 km/h = 23,4 m/sec$ , les valeurs de  $nD$  correspondant aux différents cas examinés, seront :

$nD = \frac{23,40}{\left(\frac{V}{nD}\right)}$	$52,0$	$46,8$	$42,5$	$39,0$	$36,0$	$33,4$
$(nD)^3 =$	$140.608$	$102.503$	$76.766$	$59.319$	$46.656$	$37.260$

Comme  $P_m = 250 ch = 18750 kgm$ , les valeurs de  $n^3 D^5$  seront respectivement :

$n^3 D^5 = \frac{18.750}{\left(\frac{P_m}{n^3 D^5}\right)}$	$19,7 \times 10^5$	$20,3 \times 10^5$	$21,0 \times 10^5$	$22,0 \times 10^5$	$23,1 \times 10^5$	$25,5 \times 10^5$
---	--------------------	--------------------	--------------------	--------------------	--------------------	--------------------

On en déduit les diamètres correspondants :

$D = \sqrt{\frac{n^3 D^5}{(nD)^3}}$	$3,74$	$4,46$	$5,23$	$6,10$	$7,05$	$8,28$
-------------------------------------	--------	--------	--------	--------	--------	--------

et les nombres de tours par minute :

$60 n = \frac{60(nD)}{D}$	$834$	$630$	$488$	$384$	$306$	$242$
---------------------------	-------	-------	-------	-------	-------	-------



En mettant en courbe les résultats, on vérifierait que les deux solutions coïncident.

On voit combien dans ce problème, pourtant bien simple, le calcul est plus long que la lecture des diagrammes logarithmiques. Observons que la rapidité du calcul présente un intérêt spécial pour les hélices, à cause du grand nombre des facteurs variables, et de la difficulté qui en résulte quand on veut choisir une hélice qui convienne le mieux possible à des conditions données. Nous verrons d'ailleurs que les diagrammes logarithmiques se prêtent bien à la solution de cette question complexe du choix des hélices.

Nous venons de raisonner en supposant que les quantités  $\frac{P_m}{n^3 D^5}$  et  $\frac{P}{n^3 D^5}$  peuvent être représentées, en fonction de  $\frac{V}{nD}$ , chacune par une courbe unique. Cette approximation est pratiquement suffisante parce que dans la réalité les hélices ne tournent jamais à des vitesses bien différentes de leur vitesse normale. D'ailleurs dès qu'une hélice est un peu épaisse, les courbes  $\frac{P_m}{n^3 D^5}$  et  $\frac{P}{n^3 D^5}$  que l'on obtient pour des valeurs de  $nD$  variant du simple au double, par exemple, sont peu différentes l'une de l'autre et pour les applications courantes peuvent sans inconvénient être ramenées à une courbe unique. Tous nos diagrammes logarithmiques sont construits en prenant une seule courbe, tracée pour une valeur de  $nD$  voisine de 40, qui est une moyenne dont on s'écarte assez peu dans la construction courante (1).

Les problèmes relatifs aux hélices qui se présentent le plus souvent dans la pratique sont les deux suivants :

(1) On peut évidemment construire des diagrammes logarithmiques avec plusieurs courbes, si on le juge nécessaire. Chacune de ces courbes correspond alors, comme on l'a vu, soit à une valeur déterminée de  $nD$ , soit à une valeur déterminée de  $V$ . Il est plus commode de considérer les valeurs de  $V$  que celles de  $nD$  : car, dans les constructions graphiques qui servent à résoudre les problèmes,  $V$  est lu directement, de façon qu'on voit immédiatement à quelle courbe il faut faire aboutir la ligne brisée; il n'en serait pas de même si les courbes correspondaient à des valeurs fixes de  $nD$ , puisque dans les cas ordinaires le produit  $nD$  est généralement inconnu, et qu'un de ses termes entre même dans la solution recherchée. En définitive, les courbes tracées pour des valeurs de  $V$  permettent d'appliquer les diagrammes logarithmiques avec autant de facilité que dans le cas de courbes uniques.

1° Déterminer pour un groupe motopropulseur sa *caractéristique*, c'est-à-dire la relation entre la vitesse de translation et la puissance utile ;

2° Choisir une hélice pour un aéroplane ou un dirigeable pourvus d'un moteur dont la puissance et le nombre de tours sont donnés.

Nous allons examiner successivement ces deux problèmes dans les § 2, 3 et 4.

### § 2. — Caractéristique d'un groupe motopropulseur.

L'essai du moteur fait connaître les puissances motrices  $P_m$  qui correspondent à des nombres de tours  $n$  déterminés. Ces valeurs per-

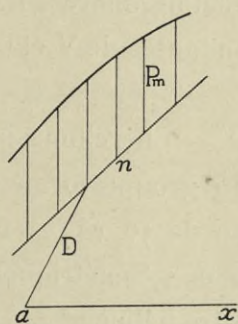


FIG. 218.  
Courbe d'un moteur.

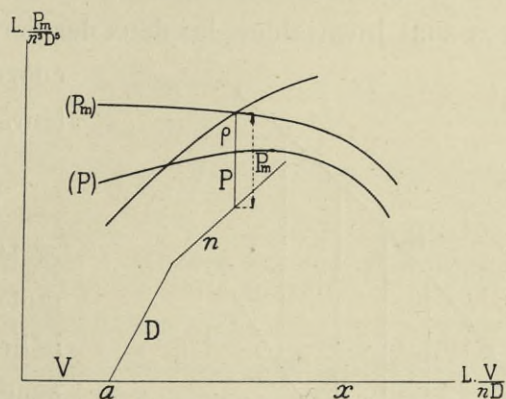


FIG. 219. — Détermination de la caractéristique d'un groupe motopropulseur.

mettent de construire la courbe de  $P_m$  en fonction de  $n$  (fig. 218), en prenant les échelles du diagramme logarithmique des hélices. A partir de l'origine des  $n$ , c'est-à-dire à partir du point  $n=800$ , portons le segment mesurant le diamètre  $D$ , puis une horizontale  $ax$ . Supposons cette figure tracée sur un papier transparent, et portons-la sur un diagramme d'hélice, en faisant coïncider  $ax$  avec l'échelle des  $V$  du diagramme (fig. 219) et  $a$  avec une valeur quelconque  $V$ . Considérons le segment  $P_m$  passant au point de rencontre de la courbe du moteur et de la courbe des  $P_m$  de l'hélice : on voit que les grandeurs  $V$ ,  $D$ ,  $n$ ,  $P_m$  sont compatibles à la fois pour l'hélice et pour le moteur : la valeur correspondante de la puissance utile  $P$  de l'hélice est donc donnée par le segment aboutissant à la courbe de  $P$ . Ainsi, il suffit de porter la courbe caractéristique du

moteur, c'est-à-dire la figure 218, sur le diagramme d'hélice, en la

déplaçant de manière que  $ax$  reste sur l'échelle des  $V$ , pour lire une série de valeurs correspondantes de  $V$  et de  $P$ .

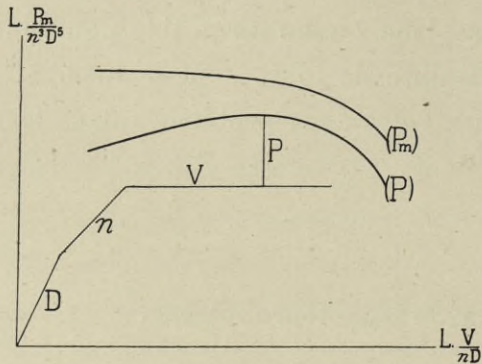


FIG. 220. — Caractéristique dans le cas d'un nombre de tours constant.

Un second cas peut être considéré, celui où le pilote agit sur le moteur pour maintenir le nombre de tours constant (voir p. 81). La relation entre  $P$  et  $V$  est alors représentée directement par la courbe des  $P$  du diagramme de l'hélice.

Portons en effet les segments  $D$ ,  $n$ ,  $V$ ,  $P$  (fig. 220) : puisque les deux premiers sont invariables, les deux derniers mesurent par la courbe  $P$ , en coordonnées rectangulaires, les valeurs correspondantes de  $V$  et de  $P$ .

*Exemples.* — Cherchons la caractéristique du groupe formé d'un moteur Gnôme de 50 ch et d'une hélice de 2,50 m géométriquement semblable à notre hélice n° 24.

L'essai du moteur a donné (1) :

$n = 700$	$800$	$900$	$1.000$	$1.100$	$1.200$	$1.300$
$P_m = 32$	$37$	$42$	$46$	$48,5$	$50$	$49$

Ces valeurs servent à construire la courbe des  $P_m$  du moteur (fig. 221), qui, tracée sur papier transparent et complétée par le segment  $D = 2,50$ , puis portée sur le diagramme de l'hélice n° 24 (fig. 222), permet de lire les couples de valeurs :

$V = 60$	$70$	$80$	$90$	$100$	$110$	$120$	$130$	$140$
$P = 28,8$	$31,0$	$33,9$	$35,5$	$36,4$	$37,0$	$37,0$	$36,5$	$35,0$

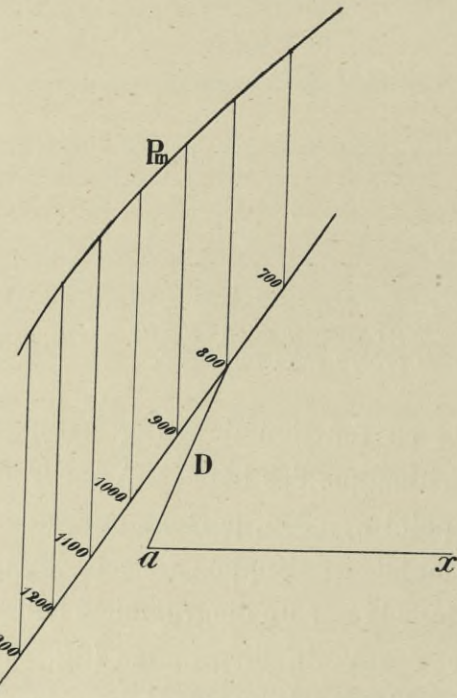


FIG. 221. — Courbe du moteur Gnôme de 50 chevaux.

(1) V. *Causeries sans formules sur l'aéroplane*, par le commandant Duchène, p. 64.

Ce sont ces couples de valeurs que nous avons utilisés (p. 79) pour l'étude du fonctionnement du groupe appliqué à un aéroplane Blériot.

Supposons maintenant que la même hélice soit actionnée par un moteur dont le nombre de tours est maintenu égal à 1050 par le pilote.

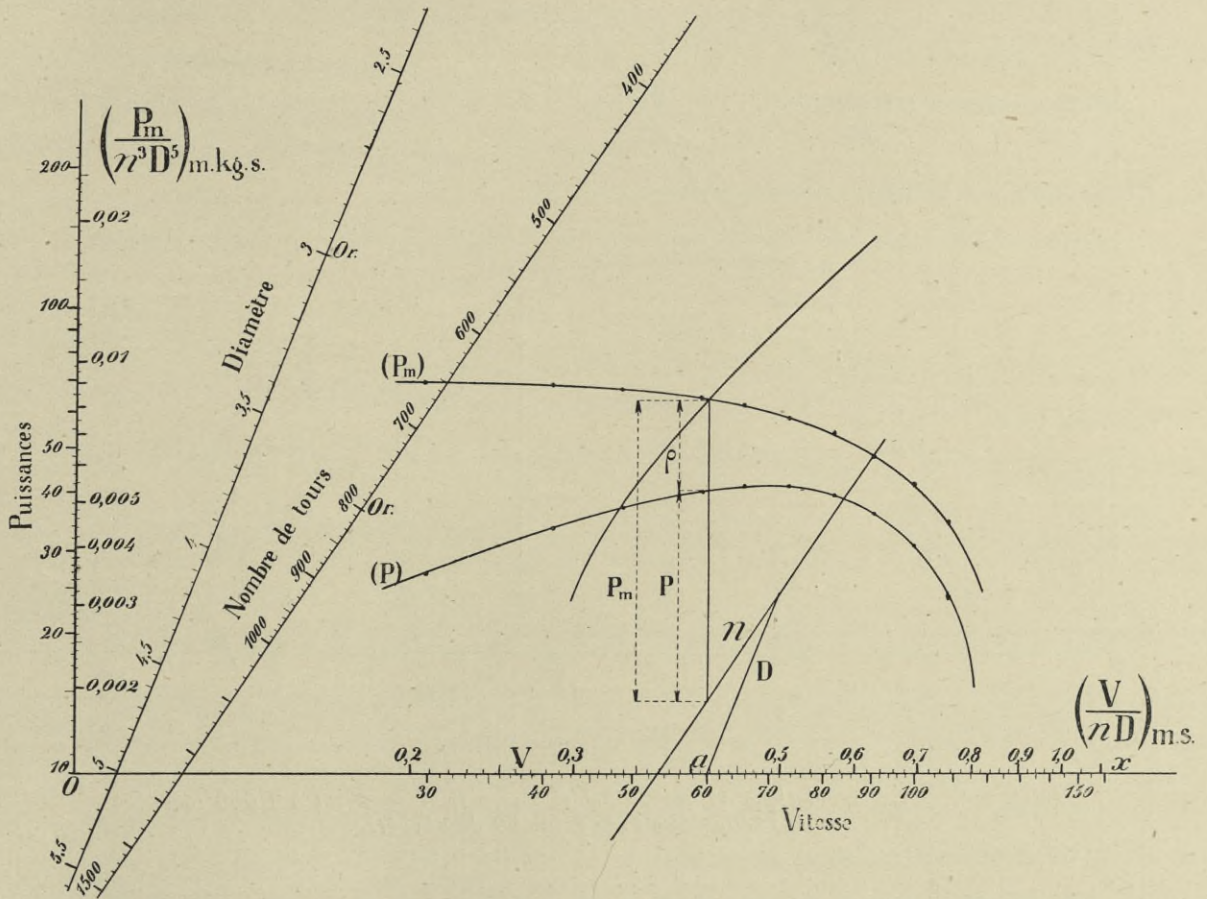


FIG. 222. — Détermination de la caractéristique du groupe formé du moteur Gnôme de 50 ch. et de l'hélice n° 24 de 2 m. 50 de diamètre.

Portons (fig. 223) les segments  $D=2,50$  et  $n=1050$ , puis l'horizontale de  $V$  : on lit les couples de valeurs (le tracé de la figure se rapporte à  $V=60$  km/h,  $P=35,5$  ch,  $P_m=58$  ch) :

$V=60$	70	80	90	100	110	120	130
$P=35,5$	37	37,4	36	32,5	27,5	21	11

En prolongeant le segment  $P$  on lit les valeurs de la puissance que doit développer le moteur :

$P_m=58$	56,4	53	48,3	43,2	37	30,5	31
----------	------	----	------	------	----	------	----

Ce sont ces valeurs que nous avons utilisées (p. 81) pour le même aéroplane Blériot.

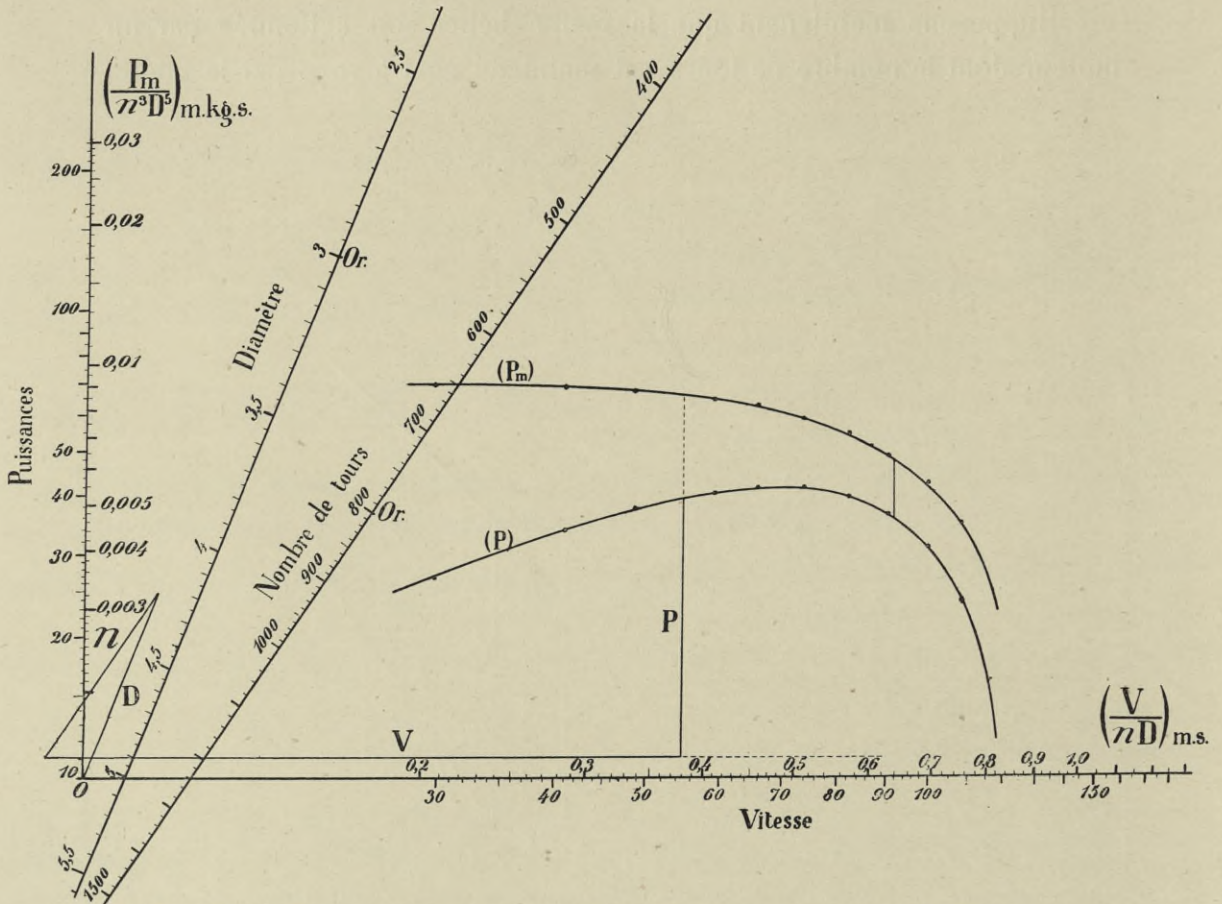


FIG. 223. — Caractéristique du groupe formé d'un moteur tournant à 1.050 tours et de l'hélice n° 24 de 2 m. 50 de diamètre.

### § 3. — Choix d'une hélice.

L'hélice doit être adaptée au moteur qui l'entraîne et à l'aéroplane qu'elle propulse. Dans la réalité, on la calcule le plus souvent en partant de la puissance maximum  $P_m$  du moteur et de la vitesse maximum  $V$  de l'aéroplane. On choisit l'hélice qui absorbe, à la vitesse  $V$ , la puissance  $P_m$  en ayant le rendement  $\rho$  le plus grand possible. Si la puissance utile fournie alors,  $\rho P_m$ , est un peu supérieure à la puissance utile  $R_x V^3$  absorbée par l'appareil à la vitesse  $V$  (puissance que l'on connaît toujours au moins approximativement, et d'après laquelle on a fait choix du

moteur parmi les types du commerce), l'appareil se déplacera à une vitesse  $V_1$ , un peu supérieure à  $V$ , ou le pilote, en réduisant l'admission, diminuera  $P_m$  et rétablira ainsi la vitesse  $V$ . Si, au contraire,  $\rho P_m$  est inférieur à  $R_x V^3$ , le pilote réalisera une vitesse maximum  $V_2 < V$ , plus rapprochée, par conséquent, de la vitesse économique que ne l'était  $V$ .

Mais on a toujours intérêt à choisir l'hélice de plus haut rendement, quand ce ne serait que pour avoir une réserve de puissance toujours utile en cas de surcharge, ou pour la montée, etc.

Dans ce qui suit, nous envisagerons uniquement le cas où l'on se donne  $P_m$  et  $V$ , et nous emploierons exclusivement les diagrammes en  $P_m$

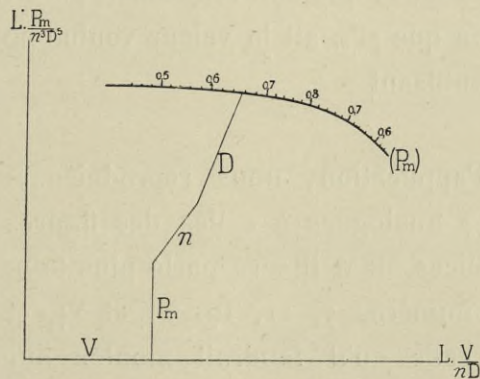


FIG. 224. — Détermination du diamètre d'une hélice en fonction de  $P_m$ ,  $n$  et  $V$ .

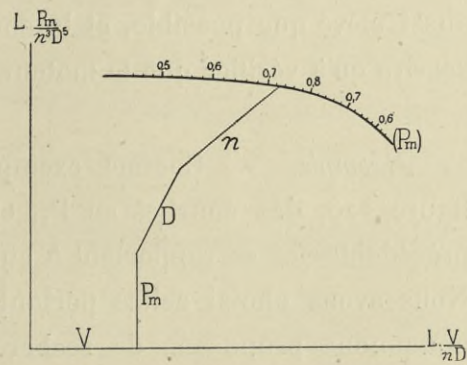


FIG. 225. — Détermination du nombre de tours d'une hélice en fonction de  $P_m$ ,  $D$  et  $V$ .

et  $\rho$ , beaucoup plus commodes que les autres pour l'étude de la question qui nous occupe. D'ailleurs, si l'on se donnait la puissance utile  $P$  et la vitesse, le problème se traiterait de la même façon en considérant seulement les diagrammes en  $P$  et  $\rho$ , faciles à construire avec les chiffres donnés dans l'Atlas.

La question du choix d'une hélice pour un aéroplane ou un dirigeable pourvus d'un moteur dont la puissance et le nombre de tours sont déterminés, comprend deux cas, suivant qu'on se donne en plus le nombre de tours de l'hélice ou son diamètre. On se donne le nombre de tours quand l'hélice est montée directement sur l'arbre du moteur, et le diamètre quand la transmission est démultipliée.

Si on se donne  $P_m$ ,  $n$ ,  $V$ , on construira, sur un papier transparent, la ligne brisée, formée des segments  $V$ ,  $P_m$ ,  $n$ ,  $D$  (connu en direction),

et on la portera sur les divers diagrammes d'hélices (fig. 224). On connaîtra, pour chaque hélice, le diamètre par la longueur du dernier segment limité à la courbe, et le rendement, par interpolation entre les chiffres inscrits sur la courbe, de part et d'autre du point de rencontre de la droite  $D$  avec la courbe. On s'arrêtera à l'hélice réalisant au point de fonctionnement le meilleur rendement.

De même, si on se donne  $P_m$ ,  $D$ ,  $V$ , on superposera aux diagrammes d'hélices la ligne brisée  $V$ ,  $P_m$ ,  $D$ ,  $n$  (connu en direction) (fig. 225), et on lira  $n$  en grandeur, ainsi que  $\rho$ , de la même façon que précédemment; on s'arrêtera encore à l'hélice de meilleur rendement.

En définitive, on choisira l'hélice de façon que son rendement  $\rho$  soit aussi élevé que possible, et la condition que  $\rho P_m$  ait la valeur voulue ne servira qu'à vérifier que le moteur est suffisant.

*Exemple.* — Comme exemple d'application, nous reproduisons, figure 226, des courbes en  $P_m$  et en  $\rho$  analogues à celles des figures précédentes et se rapportant à cinq hélices, dont il sera parlé plus loin. Nous avons choisi celles portant les numéros 3, 11, 19, 21 et 24, et nous nous proposons de rechercher celle qu'il faudrait monter sur l'hydravion Colliex-Jeanson, dont il est parlé au chapitre VI, pages 231 et suivantes, pour que cet aéroplane réalise la vitesse maximum de 96 km/h, que nous avons admise d'après nos essais du modèle.

Nous rappellerons que le moteur de l'hydravion Colliex-Jeanson développe une puissance maximum de 450 ch, et fait tourner alors l'hélice à 900 t/m, par l'intermédiaire d'engrenages. En adoptant, pour les engrenages, un rendement global de 0,90, la puissance absorbée par l'hélice se trouve être de 400 ch environ.

Si, sur le diagramme de la figure 226, l'on trace la ligne brisée  $V$ ,  $P_m$ ,  $n$ ,  $D$  où  $V=96$  km/h,  $P_m=400$  ch,  $n=900$  t/m, on voit que l'on aura :

Hélices n <sup>os</sup> . . . . .	21	19	3	11	24
Diamètres. . . . .	3,32	3,46	3,61	3,88	4,07
Rendements. . . . .	0,595	0,62	0,63	0,70	0,66

L'hélice de plus haut rendement est l'hélice n° 11. C'est donc elle que l'on choisirait.

Pour s'assurer qu'elle imprimera bien à l'appareil la vitesse voulue,

il faut encore comparer la puissance utile qu'elle développe, à celle absorbée par l'hydravion à 96 km/h et qui est, comme nous l'avons vu au chapitre VI, de 275 ch. La puissance utile de l'hélice 11 étant de  $400 \times 0,70 = 280$  ch, la vitesse de 96 km/h se trouvera très sensiblement réalisée avec cette hélice.

Les quatre autres hélices donneraient des vitesses moindres, car les

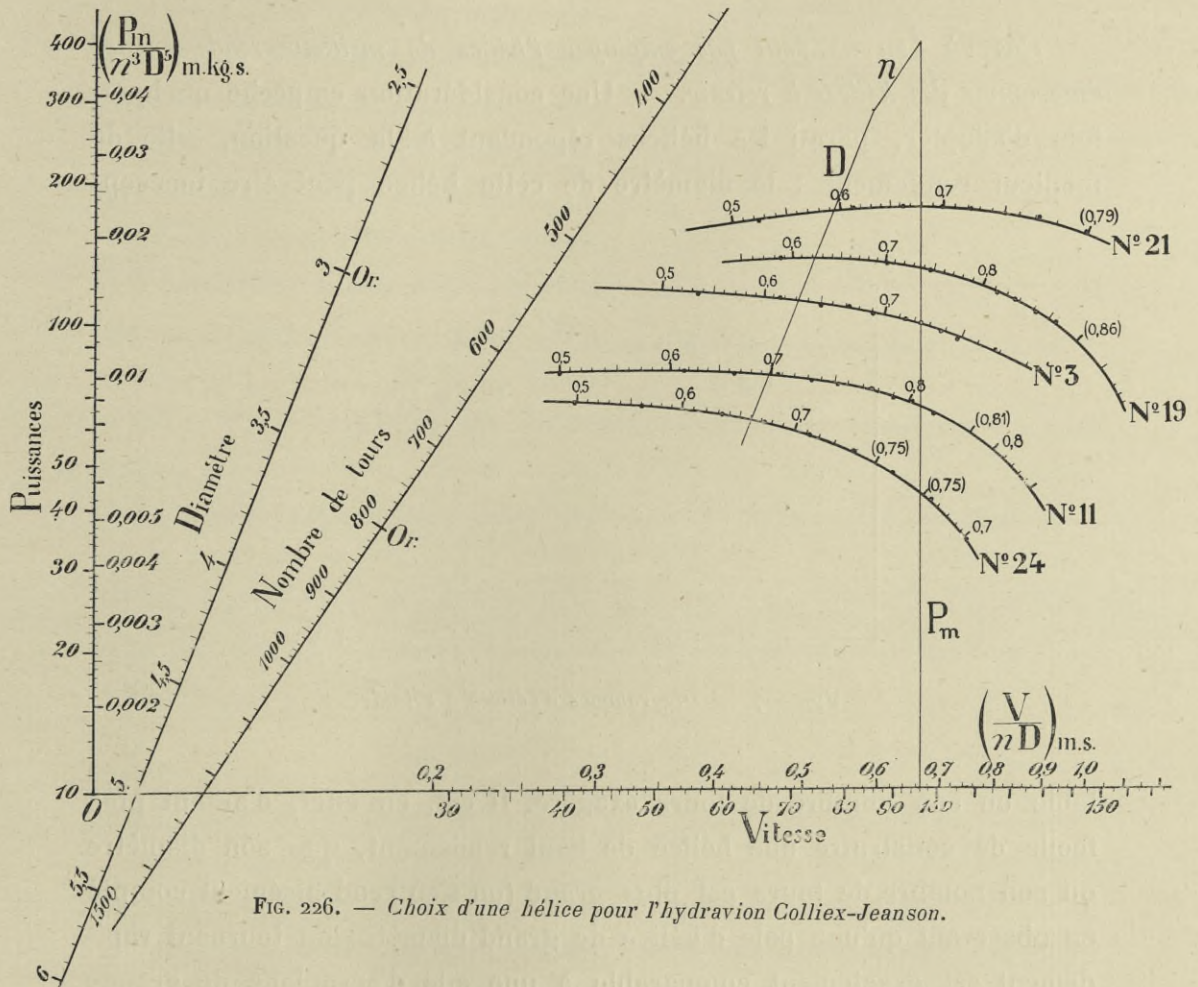


FIG. 226. — Choix d'une hélice pour l'hydravion Colliex-Jeanson.

puissances utiles qu'elles développent, d'après les rendements ci-dessus, sont respectivement de 238, 248, 252 et 264 ch. La puissance minimum absorbée par l'hydravion Colliex étant de 225 ch, l'hélice n° 21, qui ne développe que 238 ch, serait même pratiquement insuffisante pour assurer les diverses manœuvres de l'appareil.

En pratique, si l'on n'a pas fait l'essai d'un modèle, on ne connaîtra pas exactement la puissance utile absorbée par un appareil; on ne pourra



donc pas serrer le problème d'aussi près, mais on aura toujours une solution approchée en partant, soit des données fournies par la comparaison d'appareils existants analogues à celui que l'on veut munir d'un groupe moto-propulseur, soit de la somme des résistances élémentaires des ailes, montants, fuselages, fils, etc., que font connaître les résultats généraux des laboratoires.

*Cas où l'on ne peut pas employer l'hélice de meilleur rendement et diagramme des hélices à retenir.* — Une considération empêche quelquefois d'adopter, parmi les hélices répondant à la question, celle de meilleur rendement : le diamètre de cette hélice peut être inaccep-

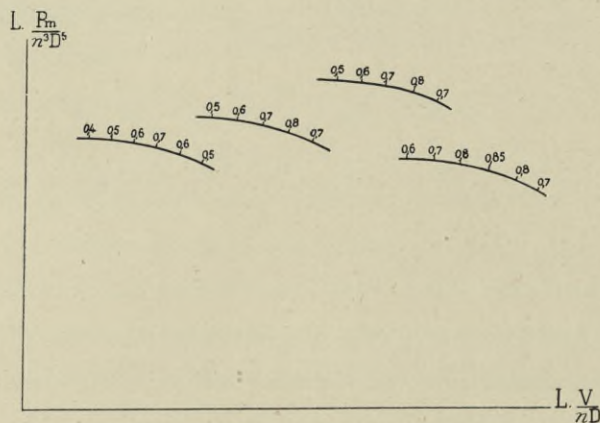


FIG. 227. — Diagrammes d'hélices à retenir.

table ou son nombre de tours exagéré. Il est, en effet, d'autant plus facile de construire une hélice de haut rendement, que son diamètre ou son nombre de tours est plus grand (on s'en rend aisément compte en observant qu'une pale d'hélice de grand diamètre ou tournant rapidement est exactement comparable à une aile d'aéroplane de grande surface ou de grande vitesse, et que cette aile, pouvant en conséquence avoir un faible  $K_y$  de fonctionnement, aura, par suite, un rapport  $\frac{K_x}{K_y}$  plus avantageux qu'une aile plus petite ou moins rapide).

Si cette dernière considération n'existait pas, il ne serait pas nécessaire de retenir les courbes d'un grand nombre d'hélices : il suffirait de choisir entre un petit nombre des hélices de meilleur rendement, ces hélices

étant prises de manière que le dernier segment des constructions des figures 224 et 225 rencontrât toujours l'une d'elles (fig. 227) dans une région de bon rendement. La condition pratiquement imposée par le maximum de  $D$  ou  $n$  empêche de se limiter à cette seule série d'hélices, et il en faut considérer dont les courbes se placent en d'autres régions des diagrammes, au-dessus par exemple des courbes de la figure 227.

Il est clair cependant que toutes les hélices n'ont pas à être conservées, et on peut éliminer les mauvaises en tenant compte de la remarque suivante. Soient  $P_m, \rho$  et  $P'_m, \rho'$  (fig. 228) les courbes de deux hélices, et  $\delta$  une droite à peu près parallèle aux directions, voisines entre elles, des échelles des  $D$  et des  $n$ . La figure montre, d'une part, que ces deux hélices seront à considérer dans les mêmes circonstances puisque  $\delta$  rencontre leurs courbes dans la région du rendement maximum, d'autre part, que l'hélice  $P_m$ , dont le rendement est le meilleur, demandera un moindre diamètre ou un moindre nombre de tours : l'autre peut donc, pour tous les cas, être éliminée. Nous appliquons cette remarque dans la Pl. XXXIX, qui est relative à la plupart des hélices que nous avons essayées.

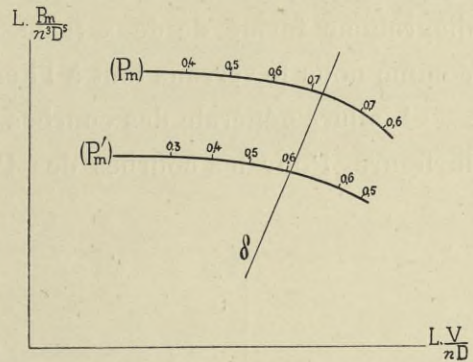


FIG. 228. — Exemple de deux hélices dont l'une est à éliminer dans tous les cas.

#### § 4. — Familles d'hélices.

On peut dire que des hélices non géométriquement semblables forment une famille, si la définition de leur forme géométrique contient un paramètre variable, avec les différentes valeurs duquel elles sont construites.

On peut prendre pour ce paramètre, suivant les cas, la courbure de la pale, ou sa largeur, ou la variation de sa largeur avec la distance à l'axe, etc. Mais, en passant d'une hélice de la famille à d'autres, on conserve plus ordinairement le profil des différentes sections de la pale,

et on fait varier le pas. C'est la définition que nous avons adoptée pour les trois familles dont nous donnerons les résultats.

Les courbes des  $P_m$  d'une famille d'hélices  $H_1 \dots H_4$  (fig. 229) varient d'une manière continue en fonction de la valeur du paramètre, et si l'on joint sur ces courbes les points qui correspondent à des rendements égaux, la courbe tracée sera elle-même continue. On obtient ainsi un diagramme formé de deux faisceaux de courbes, et qui se prête bien, comme nous le verrons tout à l'heure, au choix des hélices.

L'allure générale des courbes de ce diagramme est celle que montre la figure. Pour les courbes des  $P_m$ , on trouve toujours la même forme.

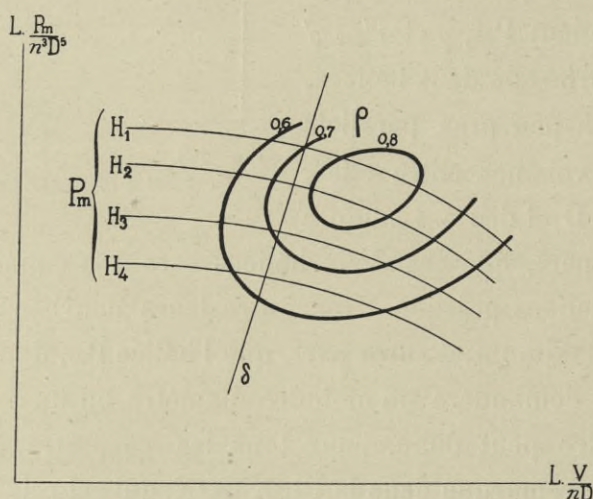


FIG. 229. — Diagramme d'une famille d'hélices.

Quant au rendement, son maximum a lieu, avec une hélice donnée, pour une certaine valeur de l'abscisse  $\frac{V}{nD}$ , et il décroît régulièrement pour les valeurs plus grandes ou plus petites: ainsi, quand on parcourt une courbe  $P_m$ , on trouve d'abord des valeurs croissantes du rendement, puis des valeurs décroissantes. D'autre part, le maximum de la famille d'hélices est généralement obtenu pour une courbe  $P_m$  intermédiaire, de manière que les courbes d'égal rendement,  $\rho$ , sont des courbes fermées, au moins pour les hauts rendements.

Soit  $\delta$  (fig. 229) la dernière droite de la ligne brisée qui sert à la détermination d'une hélice: comme on l'a vu page 323, cette droite est parallèle soit à l'échelle des  $D$ , soit à l'échelle des  $n$ . En principe, on cherche

l'hélice de la famille qui satisfait au problème en donnant le plus haut rendement; on lit ce plus haut rendement sur la courbe de  $\rho$  à laquelle  $\delta$  est tangente, et le point de contact indique l'hélice à employer. Dans la figure 229, par exemple, le rendement serait 0,75, et il faudrait prendre l'hélice  $H_2$ . Il est à remarquer que ce rendement n'est pas le rendement maximum de l'hélice utilisée, toutes les fois que  $\delta$  ne se trouve pas passer par le point du plus haut rendement de la famille d'hélices.

Si le diamètre de l'hélice est inconnu,  $\delta$  est parallèle à l'échelle des  $D$ ,

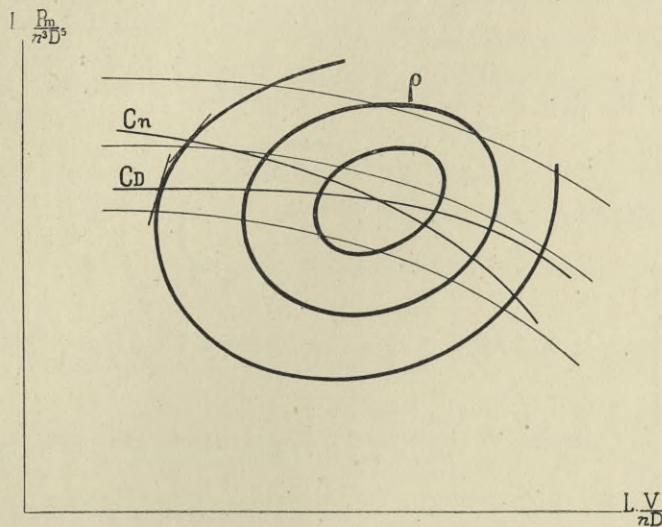


FIG. 230. — Points de fonctionnement pour le maximum de rendement.

et le point qui donne  $D$  et  $\rho$  est une ligne  $C_D$  (fig. 230) formée par les points de contact des tangentes parallèles à l'échelle des  $D$ . Si c'est le nombre de tours qui est inconnu, le point donnant  $n$  et  $\rho$  est sur le lieu  $C_n$  des points de contact des tangentes parallèles à l'échelle des  $n$ . Ces deux courbes se coupent au point de plus haut rendement de la famille d'hélices, et leur position relative est toujours celle de la figure, du moins dans le cas que nous considérons, où les courbes  $\rho$  n'ont pas d'inflexions.

Il peut arriver, comme nous l'avons observé plus haut, que le rendement maximum corresponde à une valeur trop grande de  $D$  ou  $n$  : alors il faut s'écarter de  $C_D$  ou  $C_n$ . Même si la valeur de  $D$  ou  $n$  est acceptable, il y a souvent intérêt à s'écarter un peu de  $C_D$  ou  $C_n$ , puisque alors on peut avoir une réduction notable de  $D$  ou  $n$  sans que le rendement

décroisse sensiblement, puisque au point de contact avec  $\rho$  il passe par un maximum, et qu'en conséquence, il varie peu sur  $\delta$  aux environs de ce point. Ce cas se présente surtout si les courbes des  $\rho$  sont, sur une assez grande étendue, à peu près parallèles à D, comme sur la figure 234 (p. 339).

Pour tous les cas, on peut *a priori* éliminer toute la partie du diagramme qui est au-dessous de  $C_D$  et  $C_n$ . Considérons, en effet, les deux points de rencontre  $a$  et  $b$  (fig. 231) d'une droite  $\delta$  avec une courbe de  $\rho$  : les

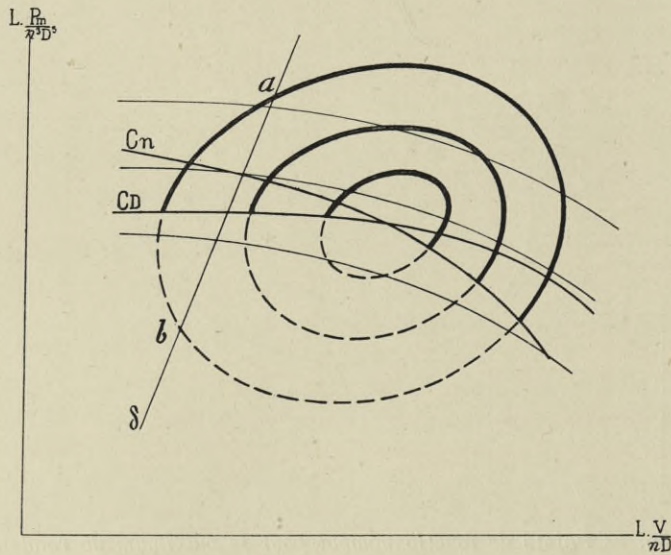


FIG. 231. — Élimination d'une partie du diagramme d'une famille d'hélices.

deux hélices dont les courbes  $P_m$  passent respectivement par  $a$  et par  $b$  satisfont au problème, et ont un même rendement; mais l'hélice correspondant à  $b$  a un diamètre ou un nombre de tours plus grand, et, par suite, conviendra toujours moins bien que l'autre. On voit ainsi qu'il suffira toujours de considérer la partie du diagramme qui est au-dessus de  $C_D$  ou de  $C_n$  : les points de ces deux courbes donneront la solution des problèmes quand on recherchera le plus haut rendement, les points au-dessus de  $C_D$  ou  $C_n$  la donneront quand on voudra réduire  $D$  ou  $n$  en réduisant aussi un peu le rendement.

Avec de tels diagrammes de familles d'hélices, le choix d'une hélice sera toujours simple et rapide, puisque pour chaque famille on lit immédiatement la meilleure hélice, son diamètre ou son nombre de tours, et son

rendement, ainsi que, pour les autres hélices, la diminution du rendement en fonction de celle du diamètre ou du nombre de tours.

Nous examinons dans une Note complémentaire (p. 380), la manière de choisir les hélices dans le cas de familles à plusieurs paramètres variables.

*Remarque.* — Si l'on connaît les valeurs de la puissance utile et de la vitesse, on peut, d'après ce que nous avons vu au paragraphe précédent, considérer les courbes des  $P$  de préférence à celles des  $P_m$ . Les diagrammes obtenus diffèrent peu des précédents, et tout ce que nous avons dit au sujet des courbes d'égal rendement est encore applicable.

*Application au choix d'une hélice.* — Cherchons, parmi les hélices de la même famille que nos hélices n<sup>os</sup> 1, 2, 3, 4 (Pl. XXXI), dont le diagramme est représenté figure 233 (p. 337), celle qui satisfait le mieux aux conditions

$$P_m = 80 \text{ ch}, \quad n = 1.200 \text{ t/m} \quad V = 100 \text{ km/h.}$$

Construisons la ligne brisée formée des segments  $V$ ,  $n$ ,  $P_m$ , et d'une droite parallèle à l'axe des  $D$  (fig. 233, p. 337). On voit que le plus haut rendement possible est 0,72, et qu'on l'obtiendra en prenant une hélice géométriquement semblable à l'hélice n<sup>o</sup> 2, et ayant 2,37  $m$  de diamètre.

Supposons maintenant que des raisons d'encombrement limitent le diamètre à 2,15  $m$ . Alors le rendement ne peut dépasser 0,675, et cette valeur sera obtenue avec une hélice à peu près exactement intermédiaire entre les hélices 3 et 4 : le rapport du pas au diamètre est 0,97 pour l'hélice 3, de 1,25 pour l'hélice 4, et par suite de 1,11 pour l'hélice demandée. Cette hélice, ayant un diamètre de 2,15  $m$ , aura un pas de  $2,15 \times 1,11 = 2,39 \text{ m}$ .

## III. — RÉSULTATS DES ESSAIS.

Rappelons que dans nos essais, nous mesurons directement l'effort de traction ou poussée  $F$  de l'hélice, et, par des mesures électriques, la puissance fournie au moteur; ce moteur étant préalablement taré, on en déduit la puissance  $P_m$  absorbée par l'hélice (V. chap. I).

Nous ne donnons pas de résultats d'essais au point fixe : d'une part, notre installation se prête assez mal à ces mesures, l'hélice n'étant pas assez dégagée latéralement; d'autre part, ces essais présentent peu d'intérêt pour l'étude de l'hélice propulsive, car l'écoulement de l'air autour de l'hélice est totalement différent au point fixe ou en marche.

Pour les hélices de grand pas et de  $1\text{ m}$  de diamètre, nous n'avons pu atteindre la vitesse de 60 tours par seconde : à cette vitesse, la puissance absorbée aurait dépassé de beaucoup les 12 à 15 *ch* dont nous disposons. Nous nous sommes bornés le plus souvent à les essayer à 30 et 40 tours. Au contraire, les hélices de faible pas ou de diamètre inférieur à  $0,90\text{ m}$  n'ont été essayées qu'aux vitesses de 40, 50 et 60 tours : au-dessous de 40 tours, elles absorbaient en général trop peu de puissance et exerçaient une traction trop faible pour que les mesures fussent précises. En pratique, d'ailleurs, les hélices travaillent à des vitesses de rotation telles, que le produit  $nD$  de leur diamètre par leur nombre de tours par seconde est compris entre 35 et 45 (c'est-à-dire que leur vitesse périphérique est comprise entre 110 et 140 *m*). C'est le cas, par exemple, d'une hélice d'aéroplane de  $2,50\text{ m}$  de diamètre tournant à  $1.000\text{ t/m} = 16,6\text{ t/sec}$ , ou d'une hélice de dirigeable de  $4,50\text{ m}$  de diamètre tournant à  $500\text{ t/m} = 8,3\text{ t/sec}$ . Pour réaliser le produit moyen  $nD_{40}$ , il suffit de faire tourner à 40 tours par seconde une hélice de  $1\text{ m}$  de diamètre, et à 50 tours une hélice de  $0,80\text{ m}$ . Les vitesses périphériques que nous avons réalisées se rapprochent donc, dans tous les cas, des vitesses usuelles de la pratique.

Les hélices dont nous allons donner les résultats d'essai sont au nombre de 26. Leurs dessins sont donnés dans les Pl. XXXI à XXXVIII, où sont aussi représentées leurs courbes de rendement en fonction de  $\frac{V}{nD}$ . Tous les résultats numériques relatifs aux expériences sont donnés

dans l'Atlas, où l'on retrouvera les valeurs de  $n$ ,  $V$ ,  $F$ ,  $P_m$ ,  $P$ ,  $\frac{V}{nD}$ ,  $\rho$ ,  $\frac{P_m}{n^3D^5}$ ,  $\frac{P}{n^3D^5}$ ,  $\frac{P_m n^2}{V^5}$  et  $\frac{P_m}{D^2 V^3}$ . Rappelons que les unités prises dans ces calculs sont le mètre, le kilogramme et la seconde.

Nous examinerons tout à l'heure quelques conclusions que l'on déduit de ces essais.

§ 1. — Vitesses en avant et en arrière d'une hélice.

Nous avons mesuré, à l'aide d'un double tube de Pitot, les vitesses de l'air au voisinage d'une hélice.

L'hélice choisie pour ces expériences est l'hélice n° 9, de 1 m de diamètre et à pas constant (Pl. XXXIII). La vitesse a été mesurée dans quatre sections : à 0,20 et 0,04 m en avant du plan de rotation du bord avant des pales, puis à 0,04, 0,20 et 1,00 m en arrière du plan de rotation du bord arrière. Dans chacune de ces sections, le tube de Pitot a été successivement placé à 20, 30, 40, 48 et 55 cm de l'axe de rotation ; comme l'hélice avait 50 cm de rayon, on voit que l'avant-dernière de ces positions était voisine de l'extrémité de la pale, et la dernière, un peu en dehors du cylindre de vent circonscrit à l'hélice. Enfin, pour chaque point la vitesse a été mesurée en faisant tourner à 1.800 tours et en donnant au courant d'air une série de vitesses comprises entre 4 et 29 m. La vitesse mesurée est d'ailleurs une moyenne, puisque, parmi les filets d'air compris dans la section balayée par l'hélice, ceux qui rencontrent les pales sont animés de vitesses plus grandes que les autres.

Tous nos résultats numériques sont contenus dans les tableaux de l'Atlas. La figure 232 représente ceux qui sont relatifs aux distances de 0,20 m en avant et en arrière de l'hélice ; elle donne, suivant la distance à l'axe, le rapport entre la vitesse au point considéré et la vitesse du courant non influencé. Chaque courbe se rapporte à une valeur du rapport  $\frac{V}{nD}$  : cette valeur est inscrite, entre parenthèses, sur la courbe. Rappelons les valeurs correspondantes de  $\frac{V}{nD}$  et du rendement  $\rho$  de l'hélice n° 9.

$\frac{V}{nD} = 0,3$	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9
$\rho = 0,52$	0,65	0,72	0,75	0,70	0,45	»



Pour le rendement maximum, correspondant à  $\frac{V}{nD} = 0,6$ , l'accroissement moyen de la vitesse est d'environ 11 p. 100 en avant de la pale et 24 p. 100 en arrière. Dès qu'on s'écarte du rendement maximum dans le sens des  $\frac{V}{nD}$  décroissants, cet accroissement de la vitesse augmente rapi-

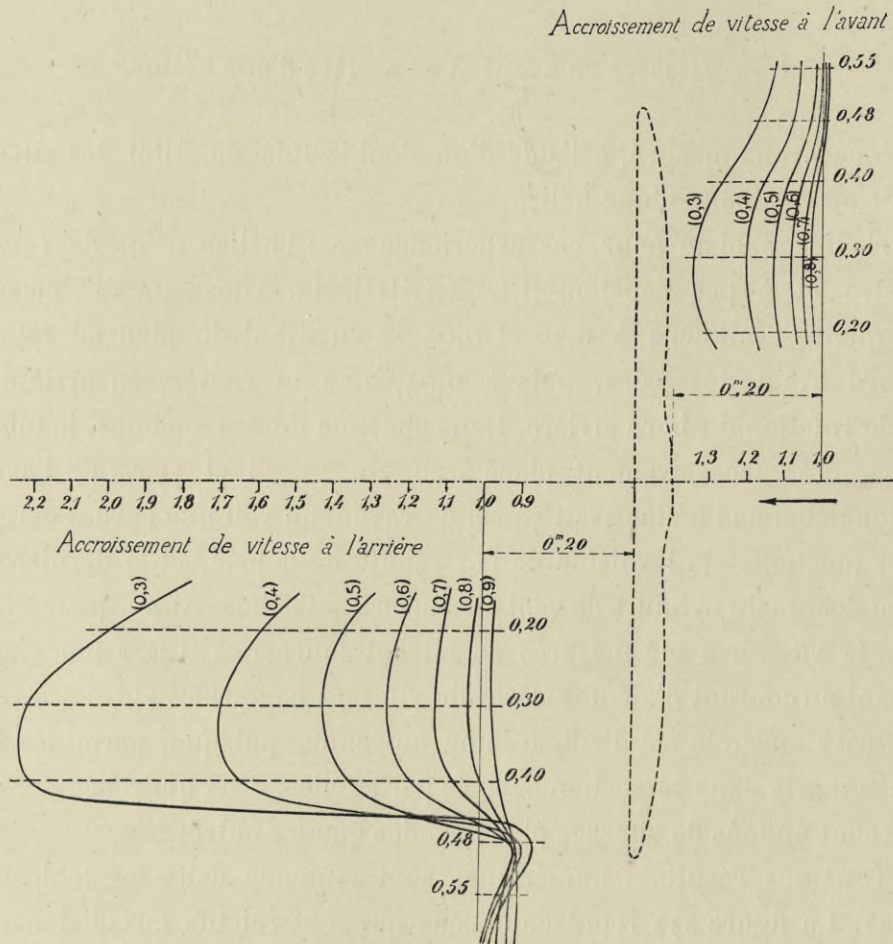


FIG. 232. — Accroissement de la vitesse de l'air à 20 cm en avant et 20 cm en arrière d'une hélice.

dement : pour  $\frac{V}{nD} = 0,5$ , il est de 15 p. 100 en avant et 35 p. 100 en arrière. Au contraire, si l'on s'éloigne du rendement maximum dans le sens des  $\frac{V}{nD}$  croissants, l'augmentation de vitesse diminue régulièrement pour devenir pratiquement négligeable au point où le rendement, et par suite la poussée, s'annulent.

La zone troublée s'étend très peu au delà du cylindre circonscrit au cercle balayé par l'hélice. Comme les hélices essayées à notre buse de 2 m avaient au maximum un mètre de diamètre, on peut, avec raison, les considérer comme fonctionnant dans un courant d'air indéfini. Ce résultat est confirmé par les essais faits à 1 m derrière l'hélice, qui sont presque identiques à ceux faits à 0,20 m. On peut voir sur les nombres donnés dans l'Atlas que les vitesses trouvées à 0,04 m de l'hélice sont bien intermédiaires entre les vitesses à 0,20 m en avant et en arrière.

L'accroissement de vitesse entre l'avant de l'hélice et l'arrière est accompagné d'une contraction légère de l'ensemble de la veine; un fil léger permet de constater cette contraction.

Le vent de l'hélice a évidemment une certaine influence sur la résistance d'un aéroplane : la sustentation et la résistance à l'avancement se trouvent accrues. Si le vent de l'hélice agit sur  $\frac{1}{8}$  de l'envergure de l'aile, par exemple, et que l'accroissement de vitesse soit de 25 p. 100, la vitesse moyenne du vent qui frappe l'aile est accrue dans le rapport  $\frac{7 + 1 \times 1,25}{8} = 1,03$ . Cet effet du vent de l'hélice est très réduit, et presque annulé, si l'hélice est à l'arrière.

Dans nos essais de modèles, le vent de l'hélice n'est pas reproduit. L'expérience peut seule indiquer le degré de l'erreur qui résulte de cette approximation, en même temps que de la réduction des surfaces résistantes. Or, nous avons vu que la concordance avec les grands appareils, même en vol non plané, est assez grande pour les besoins actuels de la pratique : une telle concordance est suffisante.

## § 2. — Essais de familles d'hélices.

*Première famille : hélices n° 1, 2, 3, et 4 (Pl. XXXI).* — Ces hélices ont un diamètre de 0,80 m. Leurs pales sont plates sur la face inférieure, c'est-à-dire sur la face qui refoule l'air. Le pas (1) des pales est sensi-

(1) Nous définissons le pas de la façon habituelle : si  $\text{tg } \alpha$  est la pente de la corde d'un élément d'hélice par rapport à un plan perpendiculaire à l'axe de celle-ci et si  $r$  est la distance de l'élément à l'axe, le pas de l'élément est :

$$h = 2\pi r \text{ tg } \alpha.$$

Pour des hélices géométriquement semblables, les angles  $\alpha$  de deux éléments homologues

blement constant pour chaque hélice; pour les quatre modèles il a les valeurs suivantes :

	PAS	RAPPORT DU PAS AU DIAMÈTRE
Hélice n° 1. . . . .	0,42 m	0,53
— n° 2. . . . .	0,64	0,80
— n° 3. . . . .	0,78	0,97
— n° 4. . . . .	1,04	1,30

A une même distance de l'axe, la section des pales est la même dans les quatre hélices. Depuis le moyeu jusqu'au bord extrême de la pale, l'épaisseur diminue régulièrement : cette diminution est relativement faible, et on peut regarder le profil de la section comme compris entre ceux des ailes 16<sup>a</sup> et 16<sup>b</sup> essayées au Champ-de-Mars (Voir *La Résistance de l'air et l'Aviation* — 1911, p. 169). La largeur de la pale est le dixième du diamètre, soit 8 cm.

Les courbes de rendement de la Pl. XXXI montrent que les rendements maxima et les valeurs correspondantes de  $\frac{V}{nD}$  passent par un maximum pour l'hélice n° 3 : on lit en effet, pour  $(nD)_{m/sec} = 40$ , les valeurs :

	RENDEMENT MAXIMUM	VALEUR correspondante de $\left(\frac{V}{nD}\right)_{m/sec}$
Hélice n° 1. . . . .	0,62	0,44
— n° 2. . . . .	0,75	0,68
— n° 3. . . . .	0,78	0,86
— n° 4. . . . .	0,71	0,86

La variation des rendements est rendue évidente par le diagramme de la famille d'hélices (fig. 233). Il faut noter d'ailleurs que les rendements maxima des diverses hélices d'une même famille ne doivent pas être

sont égaux, ce qu'on traduit aussi en disant qu'elles ont un même rapport du pas au diamètre.

L'angle d'incidence de l'élément situé à la distance  $r$  de l'axe est, pour un régime  $V$ ,  $n$  (Voir la figure 263 et la note de la page 383) :

$$i = \text{arc tg } \frac{h}{2\pi r} - \text{arc tg } \frac{V}{2\pi nr}.$$

Cet angle est d'autant plus grand, pour une avance par tour  $\frac{V}{n}$  donnée, que  $h$  est plus grand, c'est-à-dire que l'hélice a un plus grand pas. C'est ce qui explique pourquoi l'on trouve, pour un  $\frac{V}{n}$  donné, des coefficients  $\frac{P_m}{n^3 D^5}$ ,  $\frac{P}{n^3 D^5}$ , etc., d'autant plus grands que le pas est lui-même plus grand.

uniquement considérés : comme nous l'avons vu, en effet, l'hélice de la famille qui convient le mieux à des conditions données ne fonctionne

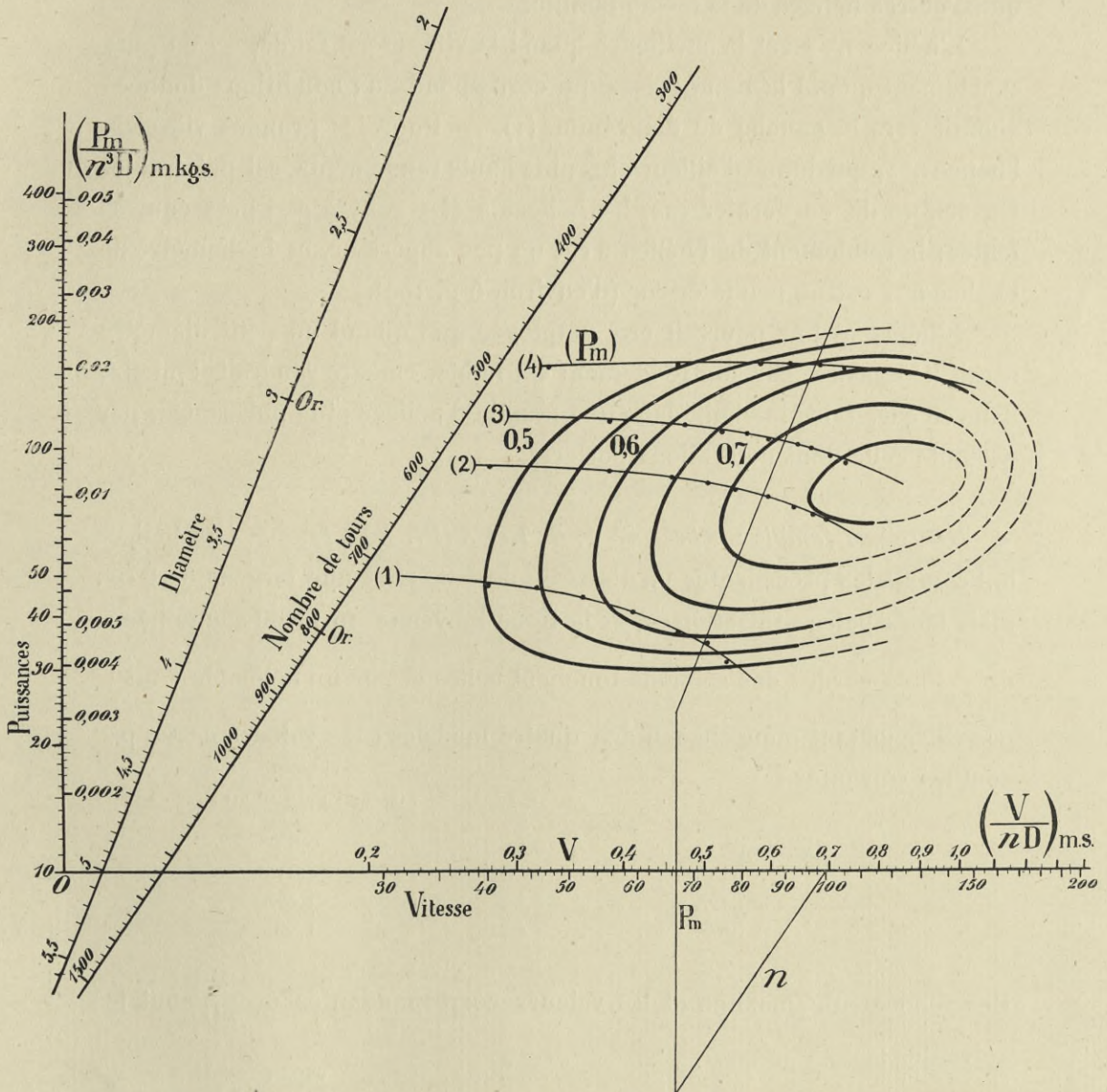


FIG. 233. — Diagramme de la famille des hélices nos 1, 2, 3, 4, et choix d'une hélice.

très généralement pas à son maximum de rendement; elle doit cependant s'en rapprocher si la famille est bien choisie.

Du diagramme de la famille d'hélices, on peut tirer certaines conclusions générales. On voit d'abord que l'hélice n° 1, c'est-à-dire celle de plus faible pas, ne serait jamais à employer, car pour satisfaire à des

conditions déterminées quelconques, elle aurait à la fois un plus grand diamètre (ou un plus grand nombre de tours) et un plus petit rendement que d'autres hélices de la même famille.

L'hélice n° 2 est la meilleure quand la vitesse est faible, — ou plus exactement quand la ligne brisée qui correspond aux conditions données aboutit vers la gauche du diagramme (1). — Pour les grandes vitesses, l'hélice n° 3, qui donne d'ailleurs les plus hauts rendements, est préférable. En dehors de ce dernier cas, les hélices 2 et 3 sont à peu près équivalentes; le rendement de l'hélice 2 est un peu supérieur, et le diamètre de l'hélice n° 3 est un peu inférieur (d'environ 6 p. 100).

L'hélice n° 4 ne pourrait être employée que quand un petit diamètre serait nécessaire, car son rendement est faible. Encore vaudrait-il mieux, dans ce cas, faire le choix dans une famille d'hélices plus puissantes, par exemple celle dont nous allons parler.

*Deuxième famille : hélices nos 5, 6, 7 et 8 (Pl. XXXII).* — Ces hélices ont comme les précédentes un diamètre de 0,80 m et une largeur de 8 cm, mais leurs pales sont creuses, et la ligne moyenne du profil a une flèche de  $\frac{1}{12}$ . Les cordes des sections touchent celles-ci sur un hélicoïde dont le pas est constant pour chacun des quatre modèles; les valeurs de ce pas sont les suivantes :

	PAS	RAPPORT DU PAS AU DIAMÈTRE
Hélice n° 5. . . . .	0,42 m	0,53
— n° 6. . . . .	0,65	0,81
— n° 7. . . . .	0,82	1,025
— n° 8. . . . .	1,02	1,26

Les rendements maxima et les valeurs correspondantes de  $\frac{V}{nD}$  sont les suivantes :

	RENDEMENT MAXIMUM	VALEUR correspondante de $\left(\frac{V}{nD}\right)_{m/sec}$
Hélice n° 5. . . . .	0,53	0,48
— n° 6. . . . .	0,67	0,65
— n° 7. . . . .	0,72	0,88
— n° 8. . . . .	0,73	0,95

(1) Ce qui s'exprime analytiquement par le fait que les facteurs  $\frac{P_m n^2}{V^3}$  ou  $\frac{P_m}{D^2 V^3}$  (voir p. 306) ont des valeurs relativement fortes.

Le diagramme de la famille d'hélices (fig. 234) montre qu'on élèverait encore le rendement en augmentant le pas; surtout pour les hauts

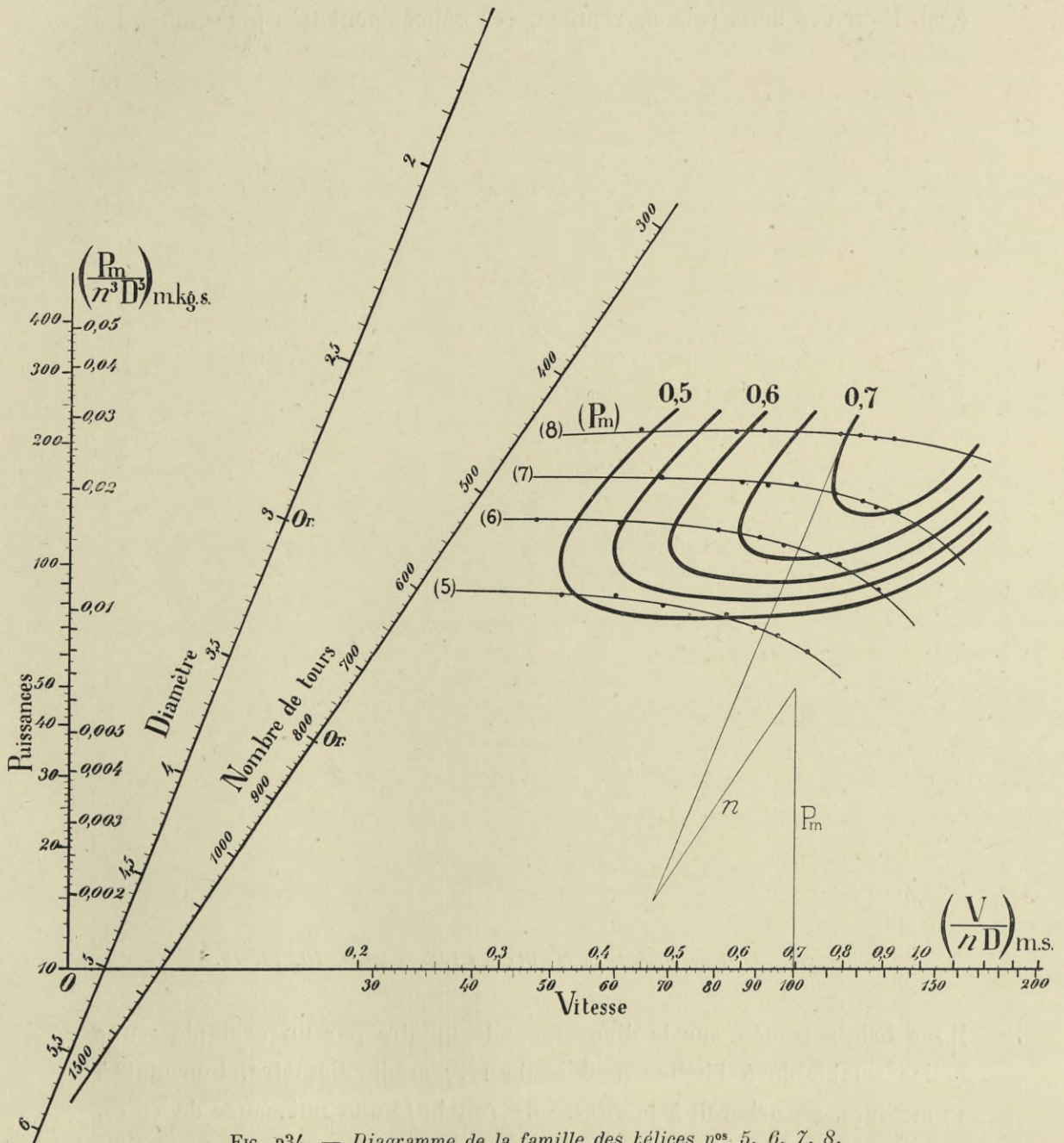


FIG. 234. — Diagramme de la famille des hélices nos. 5, 6, 7, 8.

rendements, les courbes d'égal rendement n'ont pas atteint le lieu des tangentes parallèles aux axes des  $D$  et des  $n$ . Elles se distinguent donc

nettement des hélices plates par ce fait qu'on peut avec avantage leur donner de grands pas.

Elles s'en distinguent aussi par leur puissance plus grande à pas égal. Pour ces deux raisons réunies, ces hélices sont très puissantes. La

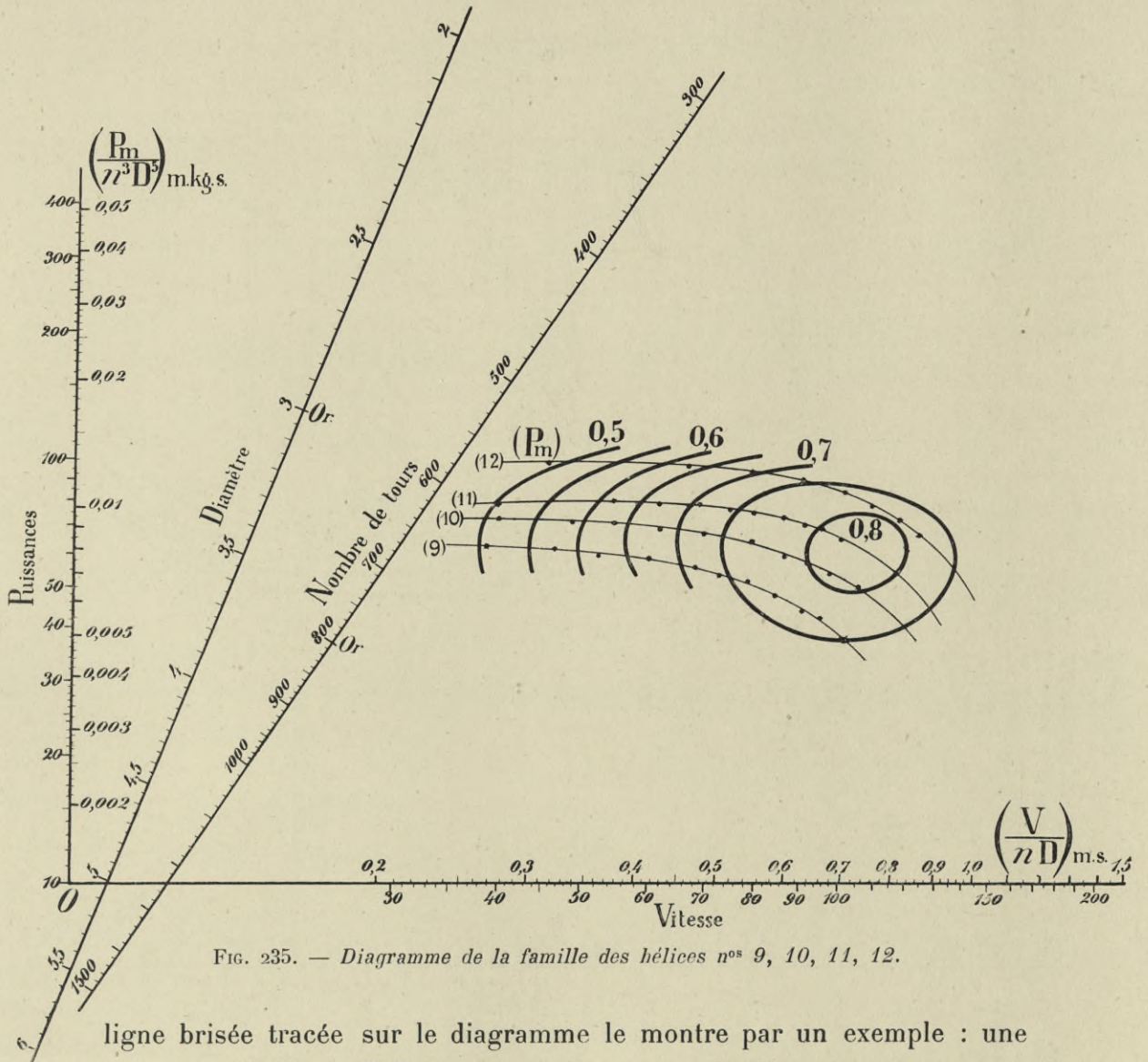


FIG. 235. — Diagramme de la famille des hélices n°s 9, 10, 11, 12.

ligne brisée tracée sur le diagramme le montre par un exemple : une hélice semblable à l'hélice n° 8 et de 1,77 m de diamètre, tournant à 1200 tours, absorberait à la vitesse de 100 km/h une puissance de 50 ch, avec un rendement de 0,70.

Troisième famille : hélices n°s 9, 10, 11, 12 (Pl. XXXIII). L'essai de ces hélices nous a été proposé par M. le commandant Dorand.

Leur diamètre est de 1 m. Les pas de la corde de la face poussante de chaque hélice sont sensiblement constants et ont les valeurs moyennes suivantes :

	PAS	RAPPORT DU PAS AU DIAMÈTRE
Hélice n° 9. . . . .	0,70 m	0,70
— n° 10. . . . .	0,78	0,78
— n° 11. . . . .	0,85	0,85
— n° 12. . . . .	0,97	0,97

Les rendements maxima de chacune de ces hélices et les valeurs correspondantes de  $\frac{V}{nD}$  sont, d'après la Pl. XXXIII :

	RENDEMENT MAXIMUM	VALEUR correspondante de $\left(\frac{V}{nD}\right)_{m/sec}$
Hélice n° 9. . . . .	0,78	0,63
— n° 10. . . . .	0,81	0,70
— n° 11. . . . .	0,81	0,74
— n° 12. . . . .	0,79	0,82

Ces hélices ont de très bons rendements, surtout les hélices n° 11 et 10 dont le rendement maximum dépasse 0,80.

On voit par la figure 235 que les hélices n° 9 et 12 sont toujours à éliminer : l'hélice n° 9 parce que dans chaque cas son rendement est moindre et son diamètre plus grand que d'autres hélices de la même famille, et l'hélice n° 12 parce qu'elle donne un diamètre un peu moindre, mais un rendement sensiblement plus faible que l'hélice n° 11.

La forme aplatie des courbes d'égal rendement montre que, pour des conditions données, le diamètre ou le nombre de tours qu'il faut adopter pour avoir un bon rendement est toujours compris entre des limites relativement étroites.

### § 3. — Influence de l'épaisseur et du pas sur la déformation.

Les hélices n° 13 et 14, représentées Pl. XXXIV, sont des hélices *Normales* de M. Drzewiecki, dont les profils sont ceux de l'aile n° 33. Elles ne diffèrent entre elles que par l'épaisseur des pales, comme on le voit sur les dessins : l'hélice n° 14 est plus mince que l'hélice n° 13, surtout près du moyeu. Nous avons essayé ces deux hélices à 30 et



40 t/sec. Alors que pour l'hélice la plus épaisse n° 13 on obtient à ces deux vitesses une seule courbe (fig. 236), soit pour les  $\frac{P_m}{n^3 D^5}$  soit pour les  $\frac{P}{n^3 D^5}$ , on arrive, pour l'hélice plus mince, à des courbes très décalées. Les diagrammes de la Pl. XXXIV montrent qu'il en est de même pour les rendements.

Dans ces essais, les vitesses réalisées ont été les mêmes pour l'une

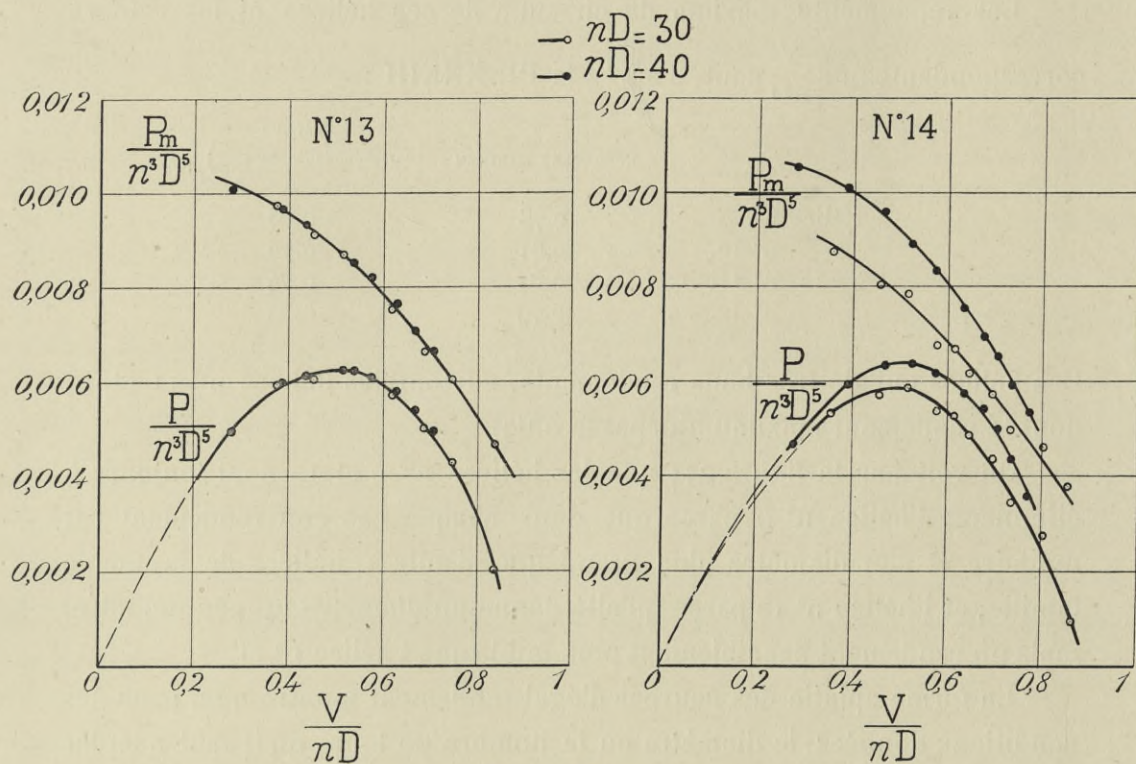


FIG. 236. — Courbes  $\frac{P_m}{n^3 D^5}$  et  $\frac{P}{n^3 D^5}$  des hélices nos 13 et 14.

ou l'autre hélice, qui ont absorbé à très peu près les mêmes puissances et donné les mêmes puissances utiles.

Les décalages des courbes de l'hélice mince n° 14 ne peuvent donc tenir qu'à la déformation.

Il est probable que dans les limites des vitesses que nous réalisons, les décalages des courbes  $\frac{P_m}{n^3 D^5}$ ,  $\frac{P}{n^3 D^5}$ ,  $\rho$ ... etc., que nous constatons avec les autres hélices, n'ont pas d'autre cause

On remarquera que la déformation tend, pour une même valeur

de  $\frac{V}{nD}$ , à augmenter la valeur des coefficients  $\frac{P_m}{n^3 D^5}$  et  $\frac{P}{n^3 D^5}$ , c'est-à-dire en somme à augmenter le pas à mesure que la vitesse de rotation augmente. On trouve généralement la même chose pour la plupart des hélices,

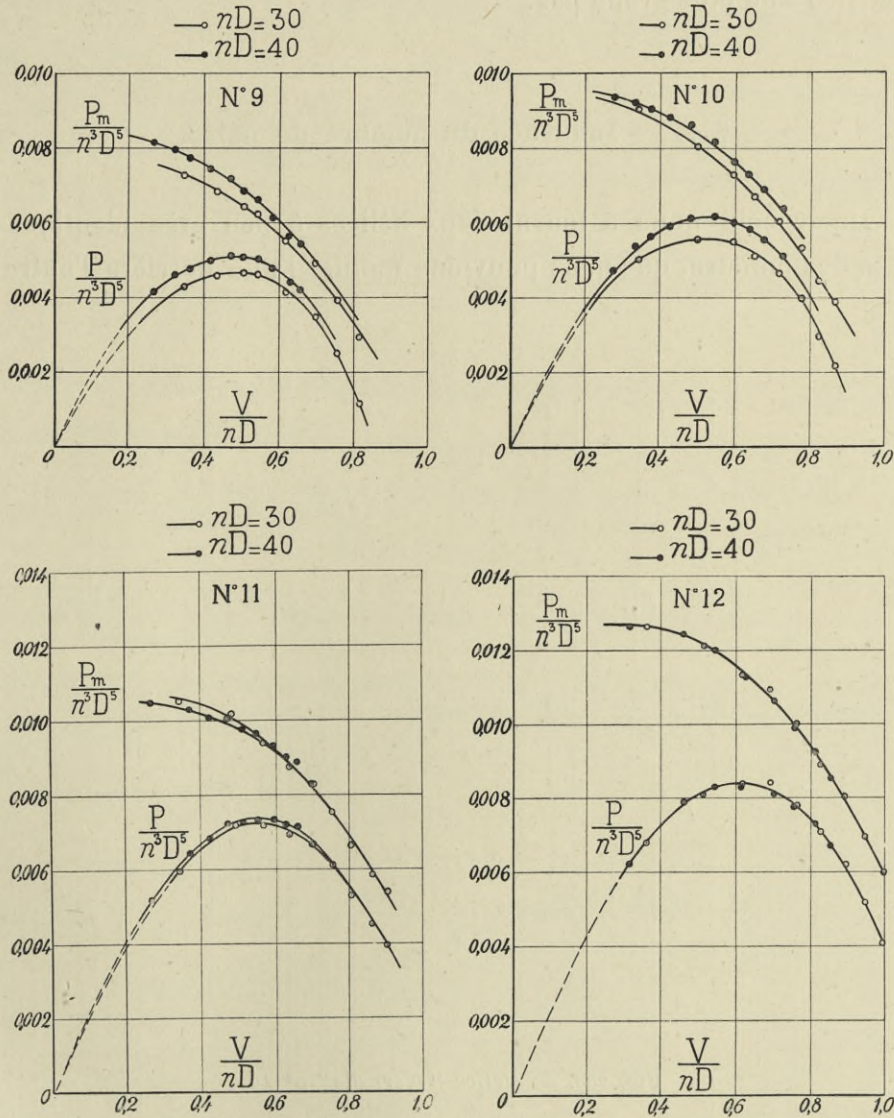


FIG. 237. — Courbes  $\frac{P_m}{n^3 D^5}$  et  $\frac{P}{n^3 D^5}$  des hélices Dorand.

et cela doit tenir à ce que la résultante relative à un élément est généralement en avant de la région d'épaisseur maximum. Comme, pour un  $\frac{V}{nD}$  donné, l'angle d'attaque augmente avec le pas et comme la résul-

tante se déplace suivant l'angle d'attaque, la déformation doit aussi dépendre du pas. On le voit sur la figure 237, relative aux quatre hélices Dorand qui ne diffèrent entre elles que par le pas : on a deux courbes distinctes avec l'hélice n° 9 de plus faible pas et on n'en a qu'une avec l'hélice n° 12 de plus grand pas.

#### § 4. — Influence du nombre de pales.

M. Drzewiecki nous a fourni deux hélices à peu près identiques de 0,655 m de diamètre, que nous pouvions monter l'une derrière l'autre sur

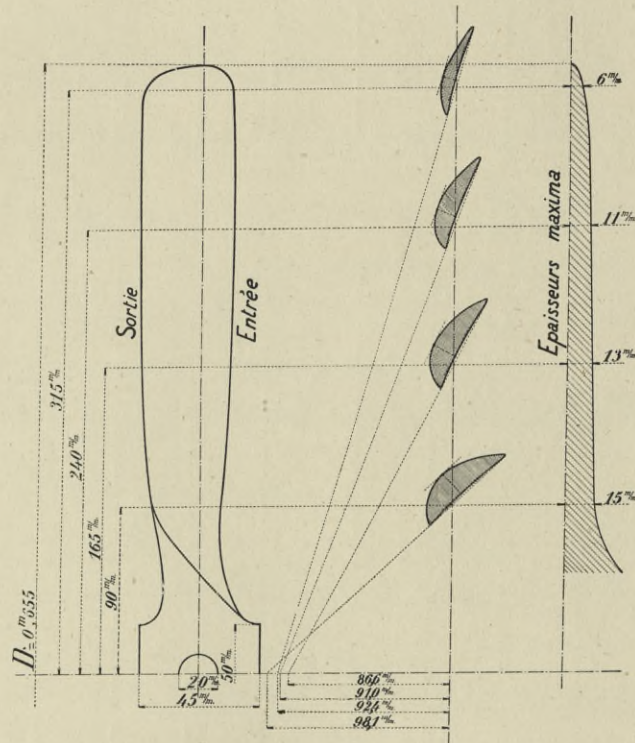


FIG. 238. — Hélice "Normale" n° 15.

notre appareil de mesure, de manière que leur ensemble constituât une hélice à 4 pales.

La figure 238 représente l'une de ces hélices, celle qui dans nos tableaux de l'Atlas porte le n° 15. Nous n'avons pas représenté l'autre, qui porte le n° 15 bis, car elle ne diffère pratiquement pas de la première. Les trois combinaisons que nous avons essayées comme hélice à

4 branches sont représentées figure 239 où, pour la clarté du dessin, nous avons représenté en pointillé l'hélice arrière. La combinaison n° 17

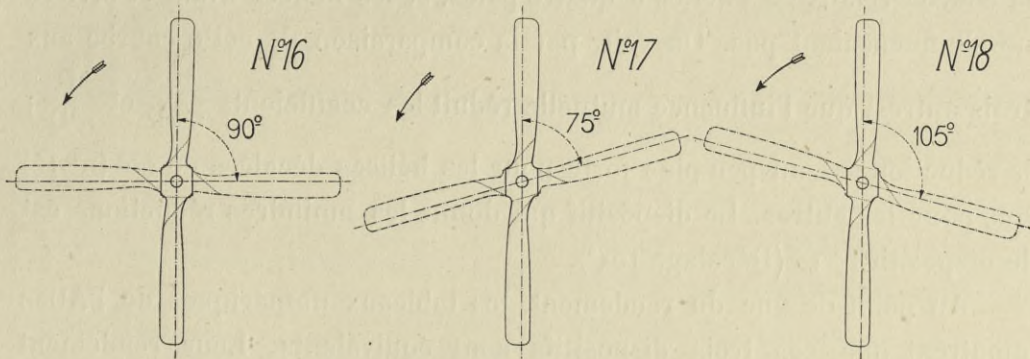


FIG. 239. — Positions relatives des deux hélices à deux pales pour l'étude de l'influence du nombre des pales.

serait évidemment la même que la combinaison n° 18, si les deux hélices étaient dans le même plan.

La figure 240 représente, en fonction de  $\frac{V}{nD}$ , les coefficients  $\frac{P_m}{n^3 D^5}$  et

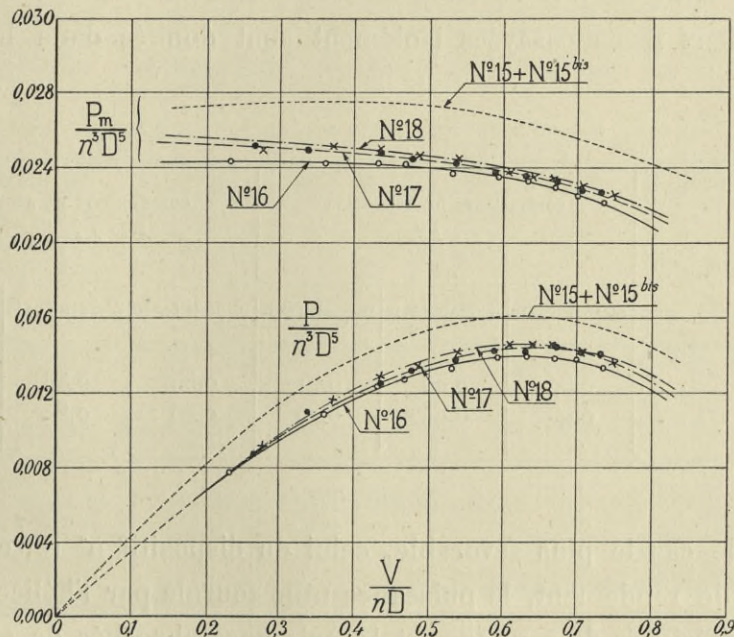


FIG. 240. — Comparaison des coefficients unitaires des hélices à quatre pales et de ceux fournis par deux hélices à deux pales.

$\frac{P}{n^3 D^5}$  déduits des résultats de nos essais sur les combinaisons 16, 17 et 18.

Les mesures ont été faites à la vitesse de 60 t/sec, pour laquelle on avait

$(nD)_{m/sec} = 39,1$ . Les courbes pointillées donnent la somme des coefficients des deux hélices 15 et 15 bis, essayées isolément : ce serait en définitive la courbe relative à l'hélice à quatre pales, si les hélices avant et arrière ne s'influençaient pas. On voit, par la comparaison de cette courbe aux trois autres, que l'influence mutuelle réduit les coefficients  $\frac{P_m}{n^3 D^5}$  et  $\frac{P}{n^3 D^5}$ ; la réduction est un peu plus forte pour les hélices décalées de  $90^\circ$  (n° 16) que pour les autres. Le dispositif qui donne les moindres réductions est le dispositif n° 18 (Décalage  $105^\circ$ ).

Au point de vue du rendement, les tableaux numériques de l'Atlas montrent que ces trois dispositifs sont équivalents. Leur rendement maximum n'est que de très peu inférieur au rendement des hélices à deux pales essayées isolément, et il a lieu pour la même valeur,  $0,70$ , de  $\left(\frac{V}{nD}\right)_{m/sec}$ .

Dans le voisinage du maximum de rendement, les coefficients de réduction des  $\frac{P_m}{n^3 D^5}$  et  $\frac{P}{n^3 D^5}$  par rapport à la somme de ces coefficients des hélices à deux pales essayées isolément sont donnés dans le tableau ci-dessous.

$\left(\frac{V}{nD}\right)_{m/sec}$	COEFFICIENTS DE RÉDUCTION des $\frac{P_m}{n^3 D^5}$			COEFFICIENTS DE RÉDUCTION des $\frac{P}{n^3 D^5}$		
	Dispositif n° 16	Dispositif n° 17	Dispositif n° 18	Dispositif n° 16	Dispositif n° 17	Dispositif n° 18
0,6 . . . . .	0,89	0,90	0,91	0,85	0,88	0,89
0,7 . . . . .	0,93	0,94	0,95	0,86	0,89	0,91

Dans le cas le plus favorable, celui du dispositif n° 18, et pour le maximum de rendement, la puissance utile fournie par l'hélice à quatre pales est inférieure de 9 p. 100, et la puissance absorbée de 5 p. 100, à celles données par deux hélices à deux pales.

Ce résultat tendrait donc à montrer que l'on pourra, sans grand désavantage, employer des hélices à quatre pales quand on aura besoin pour des appareils très lourds, à grande capacité de chargement, de

développer de grands efforts de traction, doubles, par exemple, de ceux qui sont utilisés à l'heure actuelle.

Le problème de l'emploi d'une hélice à quatre pales se pose souvent de la façon suivante :

Etant donné qu'une hélice doit absorber une puissance déterminée

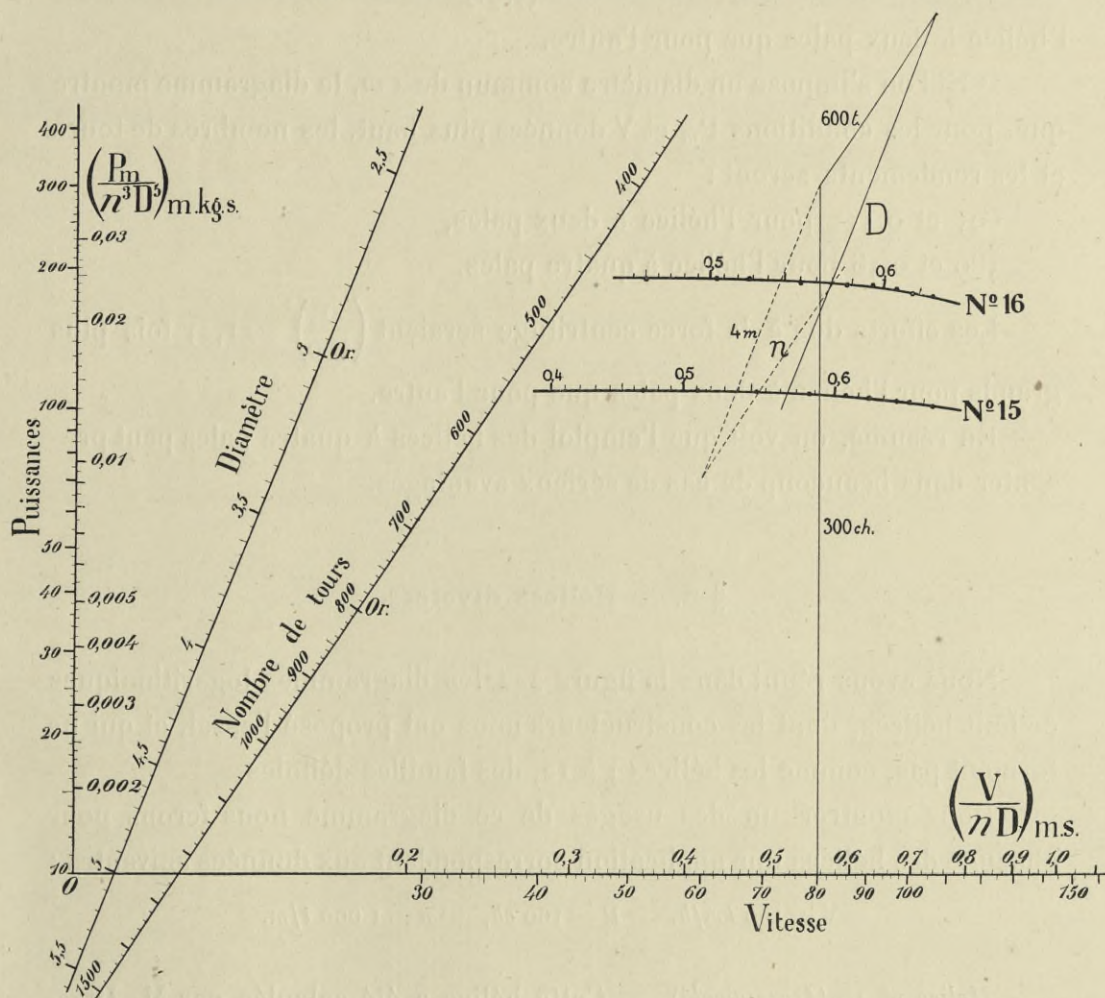


FIG. 241. — Diagrammes logarithmiques d'une hélice à quatre pales et d'une hélice à deux pales.

assez élevée, on peut être amené avec une hélice à deux pales, soit à un diamètre trop grand, soit à des vitesses de rotation excessives. Dans ces conditions, une hélice à quatre pales peut conduire à une solution meilleure.

1° Supposons que l'on veuille avec les hélices n° 15 et 16 absorber à la vitesse d'avancement de 80 km/h une puissance de 300 ch avec une hélice tournant à 600 t/m. Sur le diagramme logarithmique de ces hélices (fig. 241)

on voit, en traçant la ligne brisée, que l'hélice n° 15 à deux pales aurait un diamètre de 4,37 m et un rendement de 0,575, et que l'hélice n° 16 à quatre pales aurait un diamètre de 3,91 m et un rendement de 0,58.

Les efforts dus à la force centrifuge étant entre eux comme les carrés des diamètres, on voit qu'ils seraient  $\left(\frac{4,37}{3,91}\right)^2 = 1,25$  fois plus grands pour l'hélice à deux pales que pour l'autre.

2° Si l'on s'impose un diamètre commun de 4 m, le diagramme montre que, pour les conditions  $P_m$  et  $V$  données plus haut, les nombres de tours et les rendements seront :

695 et 0,555 pour l'hélice à deux pales,

580 et 0,58 pour l'hélice à quatre pales.

Les efforts dus à la force centrifuge seraient  $\left(\frac{695}{580}\right)^2 = 1,43$  fois plus grands pour l'hélice à deux pales que pour l'autre.

En résumé, on voit que l'emploi des hélices à quatre pales peut présenter dans beaucoup de cas de sérieux avantages.

### § 5. — Hélices diverses.

Nous avons réuni dans la figure 242 les diagrammes logarithmiques de huit hélices, dont les constructeurs nous ont proposé l'essai, et qui ne forment pas, comme les hélices 1 à 12, des familles définies.

Pour montrer un des usages de ce diagramme nous ferons pour chacune des hélices une application correspondant aux données suivantes :

$$V = 100 \text{ km/h}, \quad P = 100 \text{ ch}, \quad n = 1.000 \text{ t/m.}$$

*Hélice n° 19 (Drzewiecki).* — Cette hélice a été calculée par M. Drzewiecki pour donner un grand rendement maximum. Elle est représentée Planche XXXV. La ligne moyenne des profils successifs des pales est la même que celle de l'aile n° 33. Cette hélice est relativement très mince, comme on le voit sur la planche. Le choix du profil et la faible épaisseur des pales contribuent à lui donner un rendement très élevé; il atteint 0,88 pour  $\left(\frac{V}{nD}\right)_{m/sec} = 1,0$  environ. Les essais ont été faits à 30, 35 et 40 t/sec.

Exemple. — Le diagramme relatif à l'hélice n° 19 montre que l'on a :

$$D = 2,48 \text{ m}, \quad \rho = 0,74.$$

Hélice n° 20 (Tatin). — Cette hélice est la réduction au  $\frac{1}{2}$  d'une hélice destinée à propulser la torpille Paulhan-Tatin, dont nous avons parlé

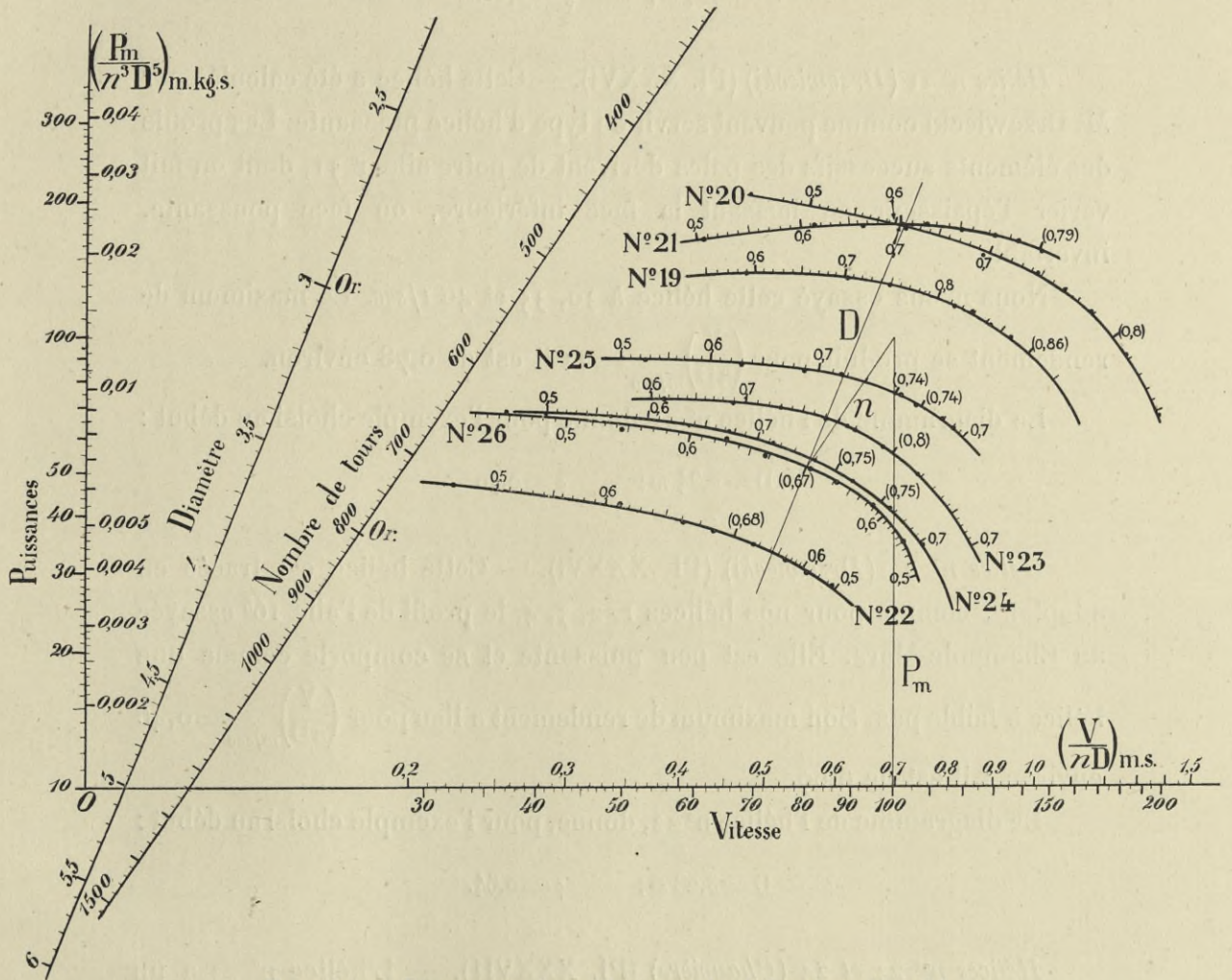


FIG. 242. — Diagrammes logarithmiques des hélices n°s 19 à 26.

Chapitre VI. Le modèle d'hélice est représenté Planche XXXV. Il a un pas constant de 1,30 m et un diamètre de 0,95 m. Son épaisseur est assez forte. Les lignes moyennes des profils successifs des divers éléments des pales restent semblables à elles-mêmes. C'est l'hélice de plus grand pas que nous ayons essayée; le rapport du pas au diamètre est



de  $\frac{1,30}{0,95} = 1,37$ . Son rendement maximum est de 0,80 : il a lieu pour

$$\left(\frac{V}{nD}\right)_{m/sec} = 1,20.$$

*Exemple.* — Le diagramme relatif à l'hélice n° 20 donne, pour l'exemple choisi au début :

$$D = 2,34 \text{ m}; \quad \rho = 0,61.$$

*Hélice n° 21 (Drzewiecki) (Pl. XXXVI).* — Cette hélice a été calculée par M. Drzewiecki comme pouvant servir de type d'hélice puissante. Les profils des éléments successifs des pales dérivent de notre aile n° 31, dont on fait varier l'épaisseur en laissant la face inférieure, ou face poussante, invariable.

Nous avons essayé cette hélice à 30, 35 et 40 t/sec. Le maximum de rendement se produit pour  $\left(\frac{V}{nD}\right)_{m/sec} = 1$ ; il est de 0,78 environ.

Le diagramme de l'hélice n° 21 donne pour l'exemple choisi au début :

$$D = 2,34 \text{ m}; \quad \rho = 0,70.$$

*Hélice n° 22 (Drzewiecki) (Pl. XXXVI).* — Cette hélice est tracée en adoptant, comme pour nos hélices 1, 2, 3, 4, le profil de l'aile 16<sup>b</sup> essayée au Champ-de-Mars. Elle est peu puissante et se comporte comme une hélice à faible pas. Son maximum de rendement a lieu pour  $\left(\frac{V}{nD}\right)_{m/sec} = 0,46$  environ : il est de 0,69.

Le diagramme de l'hélice n° 22, donne, pour l'exemple choisi au début :

$$D = 3,28 \text{ m}; \quad \rho = 0,64.$$

*Hélices n°s 23 et 24 (Chauvière) (Pl. XXXVII).* — L'hélice n° 23 a un pas de 0,70 m à 20 cm du moyeu, et 0,83 m près de l'extrémité de la pale. L'hélice n° 24 a un pas à peu près constant et égal à 0,57 m. Sur la Planche XXXVII, on voit que l'on a :

	RENDMENT MAXIMUM	VALEUR correspondante de $\left(\frac{V}{nD}\right)_{m/sec}$
Hélice n° 23. . . . .	0,80	0,70
— n° 24. . . . .	0,77	0,63

Ces deux hélices ont donc de hauts rendements pour des valeurs moyennes de  $\frac{V}{nD}$ .

Les diagrammes des hélices n<sup>os</sup> 23 et 24 donnent, pour l'exemple choisi :

Hélice n <sup>o</sup> 23. . . . .	D = 2,85 m; $\rho = 0,77$ .
— n <sup>o</sup> 24. . . . .	D = 2,97 m; $\rho = 0,74$ .

*Hélices n<sup>os</sup> 25 et 26 (Néri) (Pl. XXXVIII).* — Nous donnons, Planche XXXVIII, les dessins et les courbes de rendement de deux hélices Néri. L'une (n<sup>o</sup> 25) a 0,90 m, et l'autre (n<sup>o</sup> 26) 0,80 m de diamètre. Ces hélices Néri ont une forme particulière, en lame de sabre, recourbée vers l'extrémité des pales. Elles sont de plus très épaisses, ce qui doit les rendre peu déformables à l'usage.

Les courbes de rendement de la Planche XXXVIII montrent que l'on a :

	RENDEMENT MAXIMUM	VALEUR correspondante de $\left(\frac{V}{nD}\right)_{m/sec}$
Hélice n <sup>o</sup> 25. . . . .	0,74	0,73
— n <sup>o</sup> 26. . . . .	0,69	0,55

Les diagrammes des hélices n<sup>os</sup> 25 et 26 donnent, pour l'exemple choisi au début :

Hélice n <sup>o</sup> 25. . . . .	D = 2,74 m; $\rho = 0,72$ .
— n <sup>o</sup> 26. . . . .	D = 3,00 m; $\rho = 0,67$ .

### § 6. — Diagramme logarithmique d'ensemble, applicable au choix d'une hélice.

La Pl. XXXIX résume les essais obtenus avec la plupart des hélices que nous avons essayées. Les courbes tracées sont celles des  $P_m$ , et les chiffres inscrits sur ces courbes sont les valeurs du rendement (les rendements maxima sont entre parenthèses). On obtient ainsi, avec une seule courbe pour représenter le fonctionnement de chaque hélice, un diagramme qui permet de choisir celle des hélices, qui est la meilleure pour une application donnée quelconque.

Pour ne pas surcharger le diagramme, nous n'avons fait figurer que les plus intéressantes des hélices que nous avons essayées, savoir les hélices n<sup>os</sup> 3, 8, 11, 13, 19, 20, 21, 23, 24 et 25. Chacune des trois premières est celle de plus haut rendement de la famille dont elle fait partie. Les autres sont les hélices diverses dont nous avons parlé plus haut et parmi lesquelles nous n'avons supprimé que l'hélice n<sup>o</sup> 22 (dont la courbe  $P_m, \rho$  se rapproche beaucoup de celle de l'hélice n<sup>o</sup> 1 éliminée dans la première famille) et l'hélice n<sup>o</sup> 26, toujours moins avantageuse que l'hélice n<sup>o</sup> 25.

En tenant compte de la remarque indiquée page 327, c'est-à-dire en considérant successivement les diverses parties des courbes, et en éliminant celles qui correspondent à un diamètre (ou à un nombre de tours) plus grand que d'autres et en même temps à un rendement moindre, on trouve qu'il n'y a à retenir que les parties en traits forts; les traits fins indiquent les régimes de fonctionnement où une hélice serait à éliminer, ou bien une hélice à laquelle d'autres seraient toujours préférables.

L'hélice n<sup>o</sup> 8, par exemple, subsiste entièrement puisque son diamètre est toujours plus petit que les autres; l'hélice n<sup>o</sup> 21 ayant toujours un rendement meilleur que l'hélice n<sup>o</sup> 8 et un diamètre (ou un nombre de tours) plus grand que cette hélice et plus petit que les autres, est aussi à conserver. En continuant ainsi pour les hélices de moins en moins puissantes, on voit que les hélices conservées sont les hélices n<sup>os</sup> 8, 21, 19 et 11, ainsi que 20 pour une petite partie de son tracé. Le diagramme pourrait se réduire, par suite de ces éliminations, à ces cinq hélices seules parmi les 26 que nous avons étudiées.

Les lignes brisées tracées sur la planche sont des exemples d'application.

1<sup>er</sup> *Exemple d'application.* — La ligne brisée en traits pleins se rapporte aux données suivantes :

$$V = 120 \text{ km/h}, \quad P_m = 80 \text{ ch}, \quad n = 1.200 \text{ t/m.}$$

On voit qu'on a le choix entre quatre hélices : les hélices n<sup>os</sup> 11, 19, 21 et 8. La première donnerait le diamètre le plus grand (2,44 m), et par conséquent le rendement le plus élevé : 0,81. Si son diamètre était, pour des raisons d'encombrement par exemple, jugé trop grand, on choisirait

entre les trois autres hélices, dont les diamètres et les rendements seraient les suivants :

	DIAMÈTRE	RENDEMENT
Hélice n° 19. . . . .	2,15 m	0,79
— n° 21. . . . .	2,01	0,75
— n° 8. . . . .	1,93	0,71

On voit qu'avec une faible diminution dans le rendement, on pourrait très notablement réduire le diamètre, et l'abaisser de 2,44 à 2,15.

2<sup>m</sup>e Exemple d'application. — La ligne en traits pointillés se rapporte à une hélice de dirigeable, déterminée par les données suivantes :

$$V = 85 \text{ km}, \quad P = 400 \text{ ch}, \quad D = 5,00 \text{ m}.$$

On choisirait entre les hélices n°s 11, 19, 21 et 8, c'est-à-dire entre les mêmes que dans le cas précédent; les nombres de tours et les rendements seraient :

	NOMBRE DE TOURS	RENDEMENT
Hélice n° 11. . . . .	590 t/m	0,72
— n° 19. . . . .	490	0,68
— n° 21. . . . .	450	0,66
— n° 8. . . . .	420	0,64

Remarque. — Nous avons dit qu'il était préférable de réduire le diagramme aux cinq courbes 8, 21, 20, 19 et 11. — Cependant, il n'est pas sans intérêt de considérer toutes les courbes du diagramme dont quelques-unes peuvent conduire, dans certains cas, à des résultats à peu près équivalents à ceux fournis pour les cinq premières. Cela peut d'autant mieux se faire que ces comparaisons sont très rapides.

On aurait ainsi pour le 1<sup>er</sup> exemple, en lisant les résultats au fur et à mesure des courbes rencontrées, les chiffres suivants, qui donnent un classement d'après le diamètre :

Hélice n° . . . .	24	13	23	<b>11</b>	25	3	19	20	21	8
Diamètre . . . .	2,60	2,54	2,50	<b>2,45</b>	2,37	2,27	<b>2,15</b>	2,04	2,01	1,95
Rendement . . .	0,75	0,77	0,79	<b>0,81</b>	0,74	0,75	<b>0,79</b>	0,67	0,75	0,71

Ces hélices, classées d'après leur rendement, conduisent au tableau suivant :

Hélice n° . . . .	<b>11</b>	23	<b>19</b>	13	24	<b>21</b>	3	25	8	20
Rendement . . .	<b>0,81</b>	0,79	<b>0,79</b>	0,77	0,75	<b>0,75</b>	0,75	0,74	<b>0,71</b>	0,67
Diamètre . . . .	<b>2,45</b>	2,50	<b>2,15</b>	2,54	2,60	<b>2,01</b>	2,27	2,37	<b>1,95</b>	2,04

En opérant de même pour le 2° exemple, on a deux tableaux analogues selon les deux modes de classement :

Classement suivant le nombre de tours :

Hélice n° . . . . .	24	23	13	<b>11</b>	25	3	<b>19</b>	<b>21</b>	<b>20</b>	<b>8</b>
Nombre de tours . . . . .	640	610	607	<b>593</b>	570	528	<b>490</b>	<b>450</b>	<b>445</b>	<b>420</b>
Rendement . . . . .	0,67	0,67	0,69	<b>0,71</b>	0,65	0,66	<b>0,67</b>	<b>0,66</b>	<b>0,56</b>	<b>0,64</b>

Classement suivant le rendement :

Hélice n° . . . . .	<b>11</b>	13	24	23	<b>19</b>	<b>21</b>	3	25	<b>8</b>	<b>20</b>
Rendement . . . . .	<b>0,71</b>	0,69	0,67	0,67	<b>0,67</b>	<b>0,66</b>	0,66	0,65	<b>0,64</b>	<b>0,56</b>
Nombre de tours . . . . .	<b>593</b>	607	640	610	<b>490</b>	<b>450</b>	528	570	<b>420</b>	<b>445</b>

L'examen de ces nombres rend manifeste que les hélices à retenir comme donnant les plus grands rendements avec les plus petits diamètres ou les petits nombres de tours sont bien les hélices n° 11, 19, 21 et 8 marquées en chiffres gras.

Il est bien entendu qu'il ne faut pas prendre ces classements dans un sens trop absolu, car nous n'avons pas la prétention de donner une valeur tout à fait exacte du rendement, mais une valeur approchée à 2 ou 3 p. 100. Ainsi, dans les deux exemples choisis, l'hélice n° 23 peut être considérée comme pratiquement équivalente à l'hélice n° 11.

Notre diagramme est de l'emploi le plus commode dans toutes les applications ayant pour but le choix d'une hélice.

Ce que nous avons dit précédemment des diagrammes de familles d'hélices (voir page 327) n'en conserve pas moins son intérêt pour l'étude de l'influence d'un facteur déterminé tel que le pas, la largeur ou l'épaisseur des pales, etc.

Toutefois, pour les applications numériques, un diagramme d'ensemble, analogue à celui de la planche XXXIX, nous paraît plus simple que tout ce qui a été proposé jusqu'à présent. Pour en rendre l'emploi plus commode, nous donnons cette planche en double exemplaire, dont l'un, non relié, pourra être collé par exemple sur un carton et sera recouvert d'un papier calque sur lequel on fera les tracés de la ligne brisée  $V, P_m, n, D$ .

# NOTES COMPLÉMENTAIRES



# NOTES COMPLÉMENTAIRES

## NOTE I

ÉTUDE COMPARATIVE DE SURFACES AU CHARIOT ÉLECTRIQUE A SAINT-CYR  
ET AU VENTILATEUR A AUTEUIL.

MM. Charles Maurain et Toussaint ont essayé, au chariot, trois surfaces :

1° Surface I, plane en dessous, ayant  $7 \times 2 m$ .

2° Surface II, de  $5 \times 2 m$ .

3° Surface III, de  $5 \times 2 m$ .

dont les profils sont représentés figure 243.

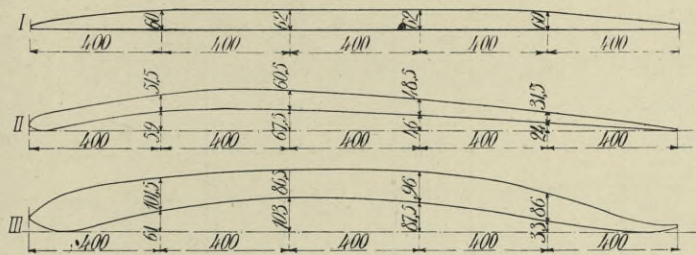


FIG. 243. — Profils des ailes essayées à Saint-Cyr.

Ils ont également étudié les pressions et dépressions dans la section médiane des surfaces I et II.

De notre côté, nous avons fait l'essai de modèles au  $\frac{1}{10}$  de ces trois surfaces dont M. Maurain nous avait communiqué les profils. Ces essais ont déjà été exposés dans le fascicule III du *Bulletin de l'Institut Aérodynamique de Saint-Cyr*.

Nous allons rendre compte brièvement des résultats de ces comparaisons qui sont représentés dans les figures 244 à 252. Dans toutes les



figures, les courbes en traits pointillés sont relatives aux résultats obtenus à Saint-Cyr et les courbes en traits pleins à ceux obtenus à Auteuil.

*Comparaisons des  $K_x$  et  $K_y$ .* — Cette comparaison se voit dans les figures 244, 245 et 246.

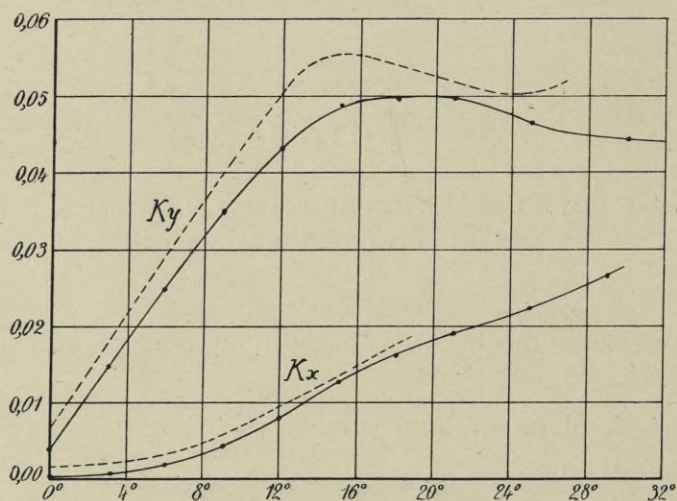


FIG. 244. — Comparaison des coefficients  $K_x$  et  $K_y$ , pour la surface I.

Les  $K_y$  que nous trouvons sont toujours un peu inférieurs à ceux

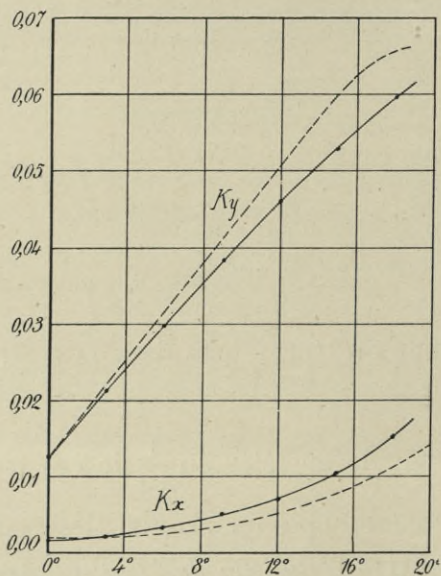


FIG. 245. — Comparaison des coefficients  $K_x$  et  $K_y$ , pour la surface II.

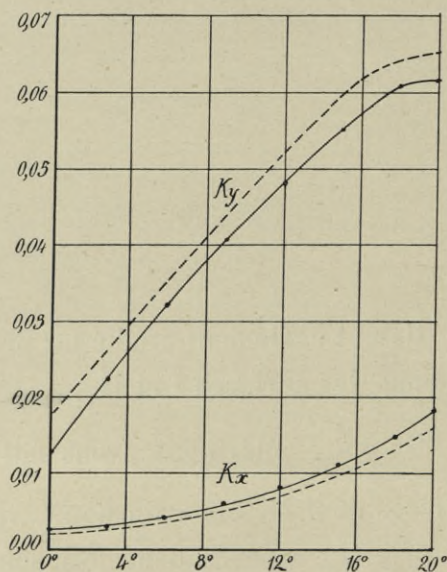


FIG. 246. — Comparaison des coefficients  $K_x$  et  $K_y$ , pour la surface III.

obtenus à Saint-Cyr. Nous en verrons la cause possible plus loin.

Quant à nos  $K_x$ , ils sont tantôt en dessous, tantôt en dessus de ceux de Saint-Cyr. Les écarts moyens de ces derniers peuvent paraître relativement très importants, mais il y a lieu d'observer que les quantités mesurées  $K_x$  sont très faibles, et par conséquent connues avec moins d'approximation que les  $K_y$ ; aussi est-ce pour la surface III, qui présente le plus de résistance à l'avancement, que l'écart moyen est le plus faible.

Il faut tenir compte aussi de l'influence des supports, qui introduit des incertitudes dans la mesure des  $K_x$ .

3° Centres de poussée (fig. 247, 248 et 249).

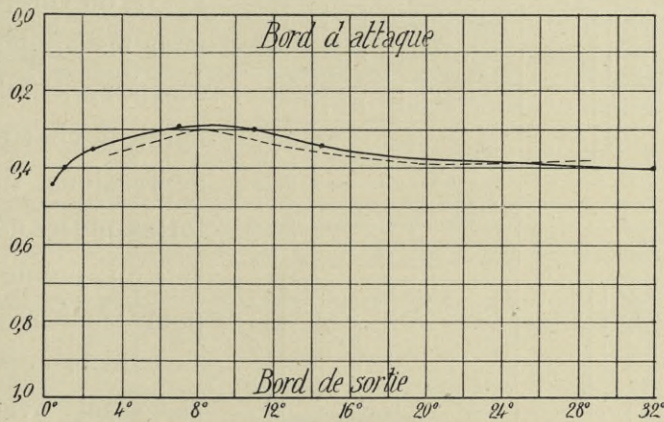


FIG. 247. — Centres de poussée pour la surface I.

Etant donnée la différence des deux modes de mesure à Saint-

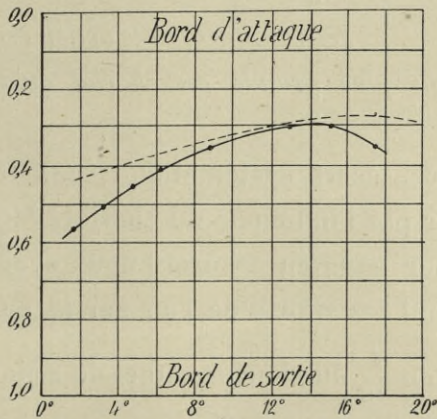


FIG. 248. — Centres de poussée pour la surface II.

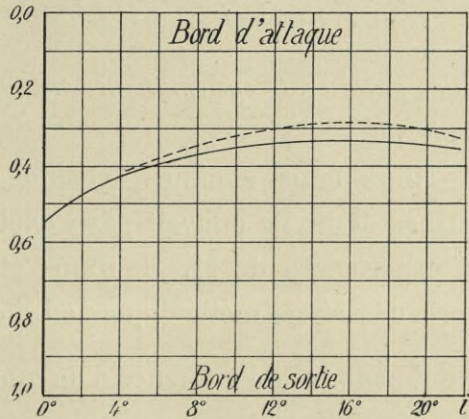


FIG. 249. — Centres de poussée pour la surface III.

Cyr et à Auteuil, on peut considérer que, sauf pour la surface II où

les écarts doivent être dus à des erreurs accidentelles, l'accord est très satisfaisant, et que, pour de petites variations d'angle, les déplacements relatifs du centre de poussée sont sensiblement les mêmes.

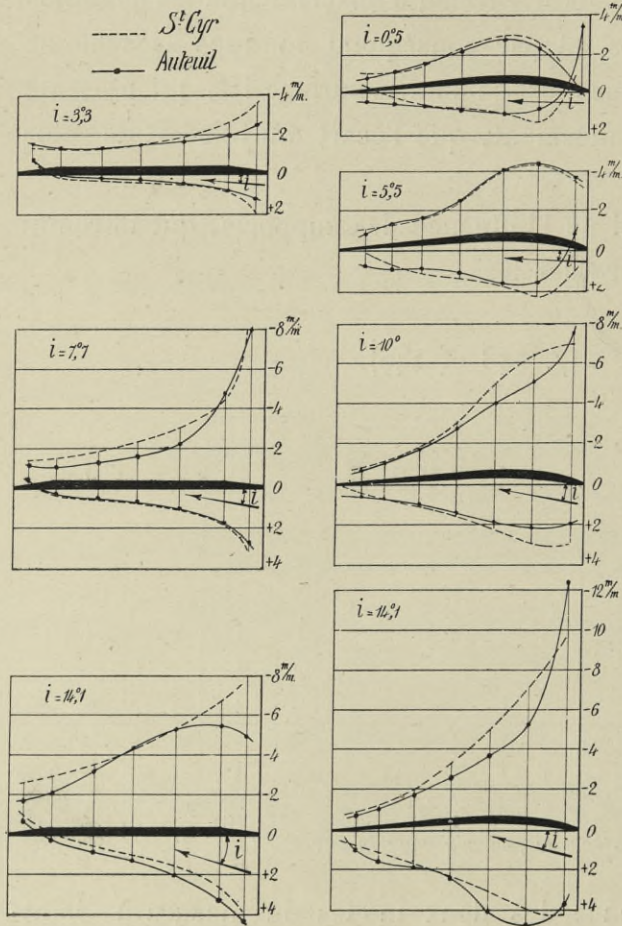


FIG. 250. — Distribution des pressions dans la partie médiane des surfaces I et II.

*verticale paraissant systématiquement un peu plus grande au chariot qu'au ventilateur ».*

Nous nous sommes demandé si cet écart systématique dans les courbes de  $K_y$  ne pouvait pas s'expliquer par l'influence du chariot, dans les expériences de M. Maurain; et, pour nous en assurer, nous avons repris des essais méthodiques en mesurant les efforts de l'air sur la surface I, soumise à l'influence d'un modèle au  $\frac{1}{10}$  du chariot actuel de Saint-Cyr (fig. 251). En répétant ces mesures sur la même surface soustraite à l'influence du chariot, nous avons pu nous rendre compte de l'influence de ce dernier.

4° Pressions sur la médiane (fig. 250).

Au point de vue de la distribution des pressions sur la médiane des surfaces I et II, on voit (fig. 250) que, pour les angles de vol, les écarts sont faibles. En général, le chariot accuse des dépressions un peu plus fortes que les nôtres. L'écart est du même ordre que pour les  $K_y$ .

De la comparaison de ses essais avec les nôtres, M. Maurain a tiré la conclusion qu'il y a, « en somme, même allure dans l'ensemble des résultats, avec action

verticale paraissant systématiquement un peu plus grande au chariot qu'au ventilateur ».

Nous avons ainsi constaté que la présence du chariot se traduisait par une augmentation du coefficient  $K_y$ .

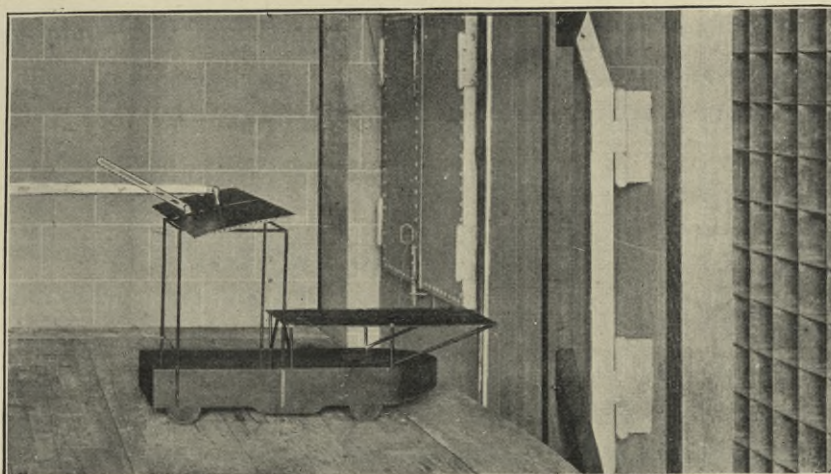


FIG. 251. — Surface I en essai, soumise à l'influence du modèle du chariot de Saint-Cyr.

Le tableau suivant résume ces augmentations :

$i$	$0^\circ$	$6^\circ$	$12^\circ$	$18^\circ$	$24^\circ$
Augmentation de $K_y$ . . .	0,00315	0,00675	0,00590	0,00345	0,00137

Sur le diagramme de la figure 252, nous avons tracé en trait plein la

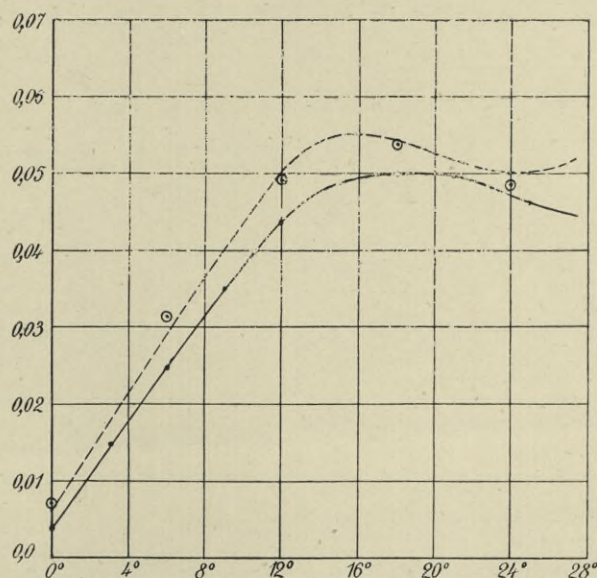


FIG. 252. — Comparaison des  $K_y$  obtenus à Auteuil et à Saint-Cyr avec la surface I.

courbe  $K_y$  obtenue à Auteuil avec la surface isolée. Les points ● figurent

les valeurs que nous avons obtenues avec la plaque influencée par le modèle de chariot. On voit que ces points se placent très près de la courbe de Saint-Cyr, tracée en pointillés, et que l'on trouve alors une concordance presque complète entre nos résultats ainsi obtenus et ceux donnés par la méthode du chariot.

A nos yeux, cette expérience a un grand intérêt. Elle montre nettement que l'on peut étendre aux grandes voilures les résultats d'essais d'un modèle au  $\frac{1}{10}$  (en les multipliant simplement par le carré de l'échelle sans aucun coefficient de correction), puisque les coefficients unitaires  $K_y$  que nous obtenons avec un modèle au  $\frac{1}{10}$ , influencé par un modèle au  $\frac{1}{10}$  du chariot de Saint-Cyr, sont très sensiblement les mêmes que ceux obtenus par M. Maurain.

---

## NOTE II

SUR LA « QUALITÉ MOTRICE » DE M. LOUIS BRÉGUET.

Si on désigne par  $Q$  le poids d'un aéroplane, par  $P$  la puissance utile, par  $S$  la surface des ailes et  $s$  la surface nuisible, par  $K_x$  et  $K_y$  les coefficients unitaires des ailes, on a :

$$\begin{aligned} Q &= K_y S V^2 \\ P &= (K_x S + 0,08 s) V^3. \end{aligned}$$

En éliminant  $V$  entre ces deux équations, il vient :

$$P = Q^{3/2} \frac{S K_x + 0,08 s}{S^{3/2} K_y^{3/2}} = Q^{3/2} \frac{1}{\sqrt{S}} \frac{K_x + 0,08 \frac{s}{S}}{K_y^{3/2}}.$$

Si  $\rho$  est le rendement du propulseur, la puissance correspondante  $P_m$  demandée au moteur et absorbée par l'hélice est :

$$P_m = \frac{P}{\rho} = Q^{3/2} \frac{1}{\sqrt{S}} \times \frac{1}{\rho} \times \frac{K_x + 0,08 \frac{s}{S}}{K_y^{3/2}}.$$

M. Louis Bréguet a appelé *qualité motrice* ou *moto-sustentatrice*  $q$  la valeur maximum de l'expression :

$$\rho \frac{K_y^{3/2}}{K_x + 0,08 \frac{s}{S}}.$$

Cette expression, en effet, pour chaque régime d'incidence de l'avion en vol horizontal, a une valeur déterminée; elle est maximum pour un certain régime qui correspond à une incidence assez élevée.

Ce régime de vol est celui auquel correspond la moindre puissance dépensée, et cette puissance minimum pour assurer le vol est des plus intéressantes à connaître.

Ceci posé, on peut écrire :

$$P_m = \frac{Q^{3/2}}{\sqrt{S} q},$$

d'où :

$$q = \frac{Q^{3/2}}{\sqrt{S} P_m}$$

$P_m$  étant cette puissance minimum, envisagée plus haut, demandée au moteur pour voler, horizontalement, avec un aéroplane de poids  $Q$  et de surface portante  $S$ .

On peut remarquer que l'essai d'un modèle de l'aéroplane ne suffirait pas à déterminer  $q$  puisque  $P_m = \frac{P}{\rho}$ ,  $P$  étant la puissance utile mesurée par le produit de l'effort de traction (égal à la résistance à l'avancement)

par la vitesse. Il faudrait donc, en plus, connaître le rendement de l'hélice. Dans la réalité, il est très difficile de connaître  $P_m$ , mais M. Bréguet, dans une note qu'il nous a communiquée, a fait une remarque qui permet de l'évaluer pratiquement.

Dans le vol ascendant, écrit M. Bréguet, lorsque le pilote cherche à faire monter son appareil le plus vite possible, il fait donner au moteur sa pleine puissance (puissance que l'on connaît bien en général) et il met son appareil, s'il

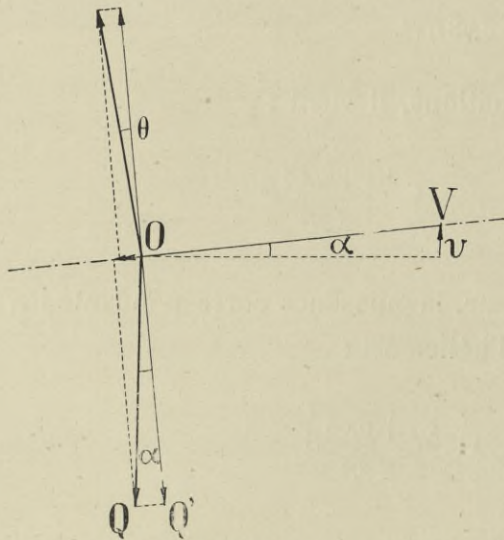


FIG. 253.

manœuvre au mieux, précisément à ce régime de vol le plus économique, afin que tout l'excédent de la puissance de son moteur puisse être utilisé pour l'ascension proprement dite.

Dans les vols ascendants, la composante de la pesanteur, suivant la perpendiculaire à la trajectoire de l'avion, est égale à  $Q \cos \alpha$ ,  $\alpha$  étant l'angle de la trajectoire avec l'horizontale (voir fig. 253). La puissance dépensée par l'avion pour se soutenir le long de sa trajectoire correspondra non plus à son poids  $Q$ , mais à son poids apparent  $Q \cos \alpha$ .

Les angles  $\alpha$  étant en général de l'ordre de 3 ou 4° — au plus de 6 ou 7° — la correction est inférieure à 1 p. 100 et peut être négligée dans nos calculs.

La composante suivant la trajectoire est  $Q \sin \alpha$  et la puissance dépensée pour vaincre, dans le vol, cette résistance supplémentaire est :

$$Q \sin \alpha \times V \times \frac{1}{\rho},$$

$V$  étant la vitesse de l'avion suivant sa trajectoire.

D'autre part, si l'on veut introduire la vitesse ascensionnelle  $v$  de ce même avion, il suffira de remarquer que

$$v = V \sin \alpha,$$

d'où, en remplaçant  $V \sin \alpha$  par cette nouvelle valeur, on a :

$$\text{Puissance dépensée pour l'ascension} = \frac{Q \times v}{\rho}.$$

Dans ces conditions, appelons :

$P_M$  la pleine puissance du moteur (connue par les essais au banc).

$\rho$  le rendement de l'hélice (ce rendement est connu tout au moins approximativement, si l'on connaît les constantes de l'hélice, son avance par tour et sa vitesse de rotation). Remarquons que la puissance  $P_M$  fournie par le moteur peut se décomposer en deux :

1° La puissance demandée au moteur pour l'ascension, que nous avons vue être égale à  $\frac{Qv}{\rho}$ .

2° La puissance  $P_m$  dépensée par l'appareil pour se soutenir le long de sa trajectoire au régime le plus économique.

En ne considérant que la composante de la pesanteur perpendiculairement à cette trajectoire, nous pourrions poser :

$$P_M = \frac{Qv}{\rho} + P_m,$$

d'où :

$$P_m = P_M - \frac{Qv}{\rho}.$$

*Exemple* : soit un biplan Bréguet ayant les caractéristiques suivantes :

*Moteur* : Gnôme de 80 ch ayant donné 72 ch au banc. Ce moteur conduisait une hélice démultipliée. Après la démultiplication, on pouvait compter sur  $P_M = 68$  ch.



Poids :

Appareil à vide . . . . .	627 kg
Poids utile. . . . .	<u>275</u>
Poids total Q . . . . .	902 kg
Surface totale des ailes . . . . .	36 m <sup>2</sup>

*Hélice* : l'hélice avait 3 m de diamètre et 2,75 m de pas. On pouvait compter sur un rendement  $\rho = 0,70$ .

*Vitesse maximum d'ascension* : Cette vitesse a été de 300 m en quatre minutes, soit de 1,25 m par sec.

Dans ces conditions, en avait :

$$\frac{Qv}{\rho} = \frac{902 \times 1,25}{0,70} = 1.610 \text{ kg m/sec} = 21,5 \text{ ch}$$

Il reste pour  $P_m$  :

$$P_m = P_M - \frac{Qv}{\rho} = 68 - 21,5 = 46,5 \text{ ch, soit } 3,500 \text{ kg m/sec}$$

qui est la puissance minima cherchée réalisant le vol horizontal.

Quant à la qualité  $q$ , elle est, en exprimant  $P_m$  en  $\text{kgm/sec}$ ,

$$q = \frac{Q^{3/2}}{\sqrt{S} P_m} = \frac{902^{3/2}}{\sqrt{36} \times 3.500} = \frac{27.100}{6 \times 3.500} = 1,29.$$

Nous avons mis nous-même cette formule sous une forme plus simple et d'un énoncé plus commode, en observant que  $Q^{3/2} = Q\sqrt{Q}$ , de sorte que l'on peut écrire

$$q = \frac{Q}{P_m} \sqrt{\frac{Q}{S}},$$

c'est-à-dire que la qualité est proportionnelle au rapport du poids à la puissance minimum nécessaire au vol horizontal, multiplié par la racine carrée de la charge alaire.

En allant plus loin, on peut remplacer dans cette formule  $P_m$  par sa valeur donnée plus haut :

$$P_m = P_M - \frac{Qv}{\rho},$$

on a alors :

$$q = \frac{Q}{P_M - \frac{Qv}{\rho}} \sqrt{\frac{Q}{S}},$$

en multipliant haut et bas par  $\frac{\rho}{Q}$ , il vient :

$$q = \rho \frac{\sqrt{\frac{Q}{S}}}{\frac{\rho P_M}{Q} - v}$$

Les termes de cette formule, qui ne contient qu'une inconnue  $v$  que l'expérience détermine, ont encore une signification physique simple :

$\rho$  est le rendement de l'hélice

$\frac{Q}{S}$  est la charge par  $m^2$  de voilure

$\frac{\rho P_M}{Q}$  est la puissance utile du groupe moto-propulseur par  $kg$  de poids transporté; cette puissance utile, exprimée en  $kgm/sec$ , correspondant au rendement  $\rho$  de l'hélice et à la pleine puissance du moteur

$v$  est la vitesse maximum d'ascension en  $m/sec$ .

*Application au biplan Bréguet.*

Dans l'exemple déjà donné ci-dessus, on a :

$$\begin{aligned} \rho &= 0,70; \\ \frac{\rho P_M}{Q} &= 0,70 \times \frac{68 \times 75}{902} = 3,96; \\ v &= 1,25 \text{ m/sec}; \\ \frac{Q}{S} &= \frac{902}{36} = 25 \text{ kg/m}^2. \end{aligned}$$

La qualité  $q$  est :

$$q = \frac{0,70}{3,96 - 1,25} \sqrt{25} = 1,29.$$

### NOTE III

RECHERCHES SUR DES MODÈLES DE BALLONS, PAR M. GEORG FUHRMANN (1).

M. Fuhrmann a étudié, au Laboratoire de Göttingen, la pression du vent sur des corps fuselés, ayant la forme de carènes de dirigeables. Son

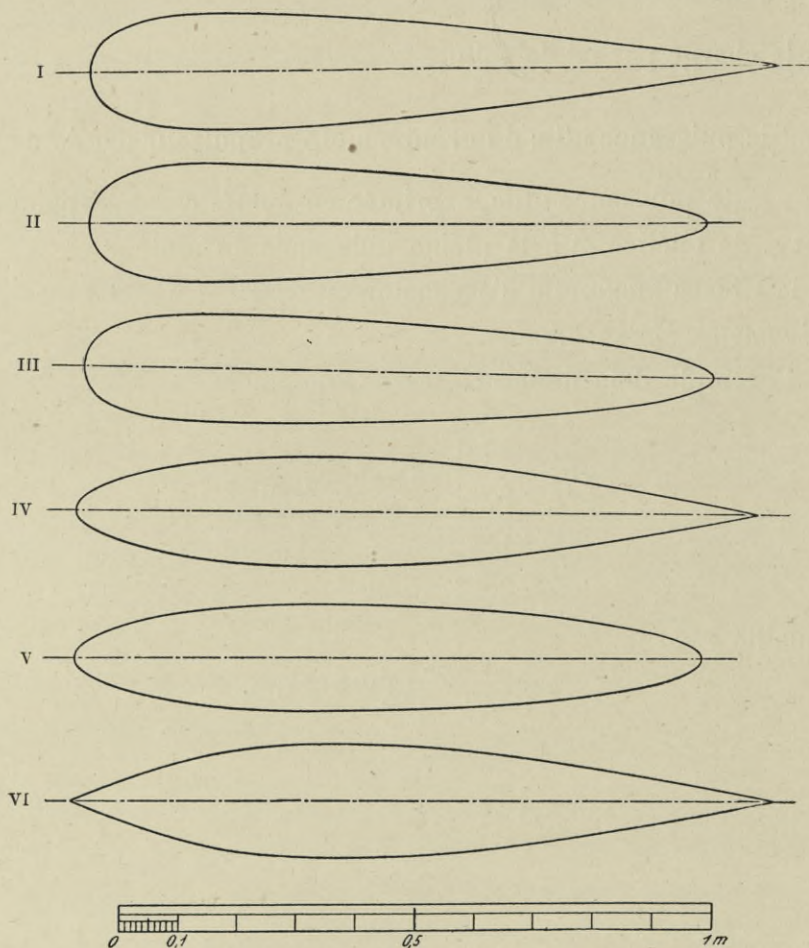


FIG. 254. — Modèles essayés par M. Fuhrmann.

but était de comparer les pressions mesurées expérimentalement, aux pressions calculées d'après la méthode de Rankine. La figure 255, où la

(1) *Theoretische und experimentelle untersuchungen an Ballonmodellen*, Georg Fuhrmann, Julius Springer, Berlin, 1912.

courbe expérimentale est en trait plein et la courbe théorique en trait pointillé, donne une idée de la concordance trouvée.

Nous nous contenterons ici de résumer les expériences faites au ventilateur sur ces modèles au nombre de six (voir fig. 254).

Ces modèles ont tous un même volume ( $0,0182 m^3$ ), et une même surface ( $0,479 m^2$ ); ils diffèrent entre eux par leur forme plus ou moins effilée au sommet et renflée dans leur partie intermédiaire, et un peu aussi par leur longueur, qui varie pour assurer la constance du volume. Disons de suite, pour fixer les idées sur les dimensions de ces modèles, que pour la forme la plus favorable, c'est-à-dire pour celle qui donne la plus faible

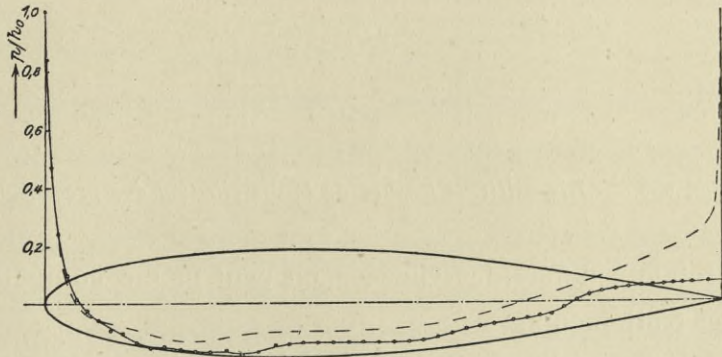


FIG. 255. — Distribution des pressions sur le modèle n° IV.

résistance, et qui est celle du type IV, la longueur du modèle est de  $1,145 m$ , et le diamètre maximum,  $0,188 m$ ; ce diamètre, qui est le  $\frac{1}{6}$  de la longueur, se trouve à  $0,41 m$  du sommet, soit à un peu moins du premier tiers de cette même longueur.

Les modèles ont été établis avec le plus grand soin, d'après des procédés galvanoplastiques, sur des moules rigoureusement tracés d'après les profils calculés. Ils étaient creux et parfaitement étanches; de fines ouvertures y étaient pratiquées et permettaient de déterminer la pression en un point quelconque de la surface en la comparant à celle de l'air non troublé par le modèle.

Les courbes ainsi obtenues sont très analogues à celles que nous avons trouvées nous-mêmes; au sommet de chaque modèle règne une compression égale à la force vive du fluide, la pression diminue ensuite rapidement, et sur presque tout le corps règnent des dépressions. A l'arrière,

la pression devient de nouveau positive. Une forme arrondie à l'avant augmente l'effet de succion, tandis qu'un avant effilé assure une répartition graduelle de la pression. La figure 255 a montré cette répartition des pressions pour le modèle n° IV en fonction de  $\frac{p}{h_0}$ ,  $p$  étant la pression en un point de la surface, et  $h_0$  la pression due à la vitesse de l'air non troublé (1). En faisant la somme des composantes de ces pressions élémentaires suivant l'axe, on obtient la résistance proprement dite ou la poussée due à la forme du corps. D'un autre côté une balance donne la résistance totale du modèle. La différence entre les deux résultats représente la résistance due au frottement du fluide sur le corps. En mesurant la

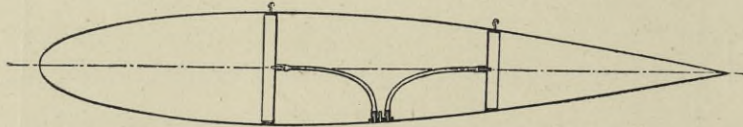


FIG. 256. — Dispositif de mesure de la distribution des pressions.

résistance totale à différentes vitesses, on peut même connaître la loi de variation des frottements.

Les essais ont eu lieu dans le tunnel de Göttingen, qui a 4 m<sup>2</sup> de section environ, dans lequel un ventilateur produit un courant de 2 à 9,81 m/s, qui peut être maintenu à peu près constant par un régulateur automatique.

Pour la mesure de la répartition des pressions (fig. 256), le modèle est suspendu au milieu du canal par des fils fins; la pression intérieure est transmise par trois tubes de caoutchouc correspondant à chacun des trois compartiments ménagés dans le modèle et se réunissant pour aboutir à un manomètre placé dans la chambre d'observation; son autre branche communique avec une ouverture percée dans la paroi du canal et donne la pression statique du courant, de sorte que le manomètre indique immédiatement la compression ou la dépression produite par la présence du modèle dans le courant.

(1) La valeur  $h_0 = \delta \frac{V^2}{2g}$  est donnée par un tube de Pitot placé à 1,50 m derrière le modèle. La valeur  $\frac{p}{h_0} = 1$  correspond à la pression en mm d'eau qui existe à la pointe avant; cette pression est de 5,71 mm pour la vitesse de 9,81 m/s. A la pointe arrière la pression est de 0,398, et  $\frac{p}{h_0} = 0,069$ .

Le diagramme des pressions est représenté par la figure 255.

En projetant sur l'axe les diverses pressions mesurées, on obtient la résistance résultant de la forme du corps. Pour la calculer, on doit exprimer la pression en fonction des carrés  $y^2$  des rayons des sections droites de la carène, et on obtient une courbe dont le planimétrage fournit la valeur numérique de la résistance  $W_1$ , comparée à la force vive du courant  $h_0$ . On a ainsi, pour le corps IV,  $\frac{W_1}{h_0} = 1,13 \frac{gr}{m/m \text{ d'eau}}$ .

Le tableau suivant réunit les mêmes valeurs pour l'ensemble des modèles.

	MODÈLES					
	I	II	III	IV	V	VI
$\frac{W_1}{h_0} \frac{gr}{m/m \text{ d'eau}}$ . . . . .	1,307	1,47	1,456	1,13	1,18	1,28

Ce coefficient de résistance a, comme on le voit ici, les dimensions d'une surface. Mais nous devons en faire une grandeur sans dimensions, puisque nous exprimons la résistance en fonction de la surface (voir l'article du professeur Prandtl, « Bemerkungen uber Dimensionen und Luftwiderstandsformeln » dans le *Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffart*, 1910, S. 159). Il est préférable d'exprimer la résistance en fonction de la quantité  $J^{2/3}$ , J étant le volume du modèle (1), que de la rapporter à la section du maître couple. Le volume d'un dirigeable est, en effet, le premier élément à considérer, puisqu'il mesure la force ascensionnelle; le maître couple n'a qu'une importance secondaire. Nous exprimerons donc la résistance par la relation :

$$W_1 = Z_1 J^{2/3} V^2 \frac{\gamma}{g}$$

dans laquelle  $\gamma$  est le poids du mètre cube d'air, et  $\frac{\gamma}{g}$  sa masse.

La valeur de  $J^{2/3}$  étant de 0,0692(2), on obtient les valeurs de  $Z_1$  pour les six modèles.

	MODÈLES					
	I	II	III	IV	V	VI
$Z_1$ . . . . .	0,00945	0,0106	0,0105	0,00816	0,00853	0,00927

(1) Le volume J est donné par la relation  $J = \pi \int y^2 dx$ ; il est pour tous les modèles de 0,182 m<sup>3</sup>. Le maître couple a un diamètre de 0,188 m et une surface de 0,0277 m<sup>2</sup>.

(2) Cette valeur est très différente de celle du maître couple et en diffère dans le rapport de 2,50 à 1.

Le modèle le plus favorable, celui qui donne la plus faible résistance de forme, est le type IV; viennent ensuite et par ordre, V, VI, I, III et II.

A la vitesse de  $9,81 \text{ m/s}$ , on a pour la résistance due aux pressions et dépendant de la forme du corps :

MODÈLES					
IV	V	VI	I	III	II
6,60	6,90	7,49	7,64	8,51	8,60 gr.

*Résistances totales des modèles de dirigeables.* — Pour la détermination de la résistance totale, le ballon est placé dans le courant d'air, et son

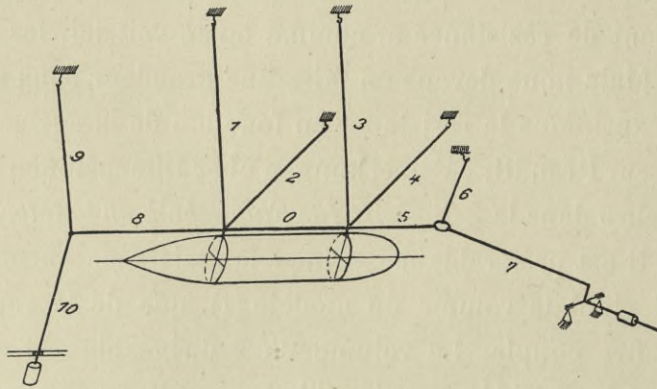


FIG. 257. — Détermination de la résistance totale.

extrémité agit par un fil fin sur une balance qui le maintient en position (voir fig. 257). En tenant compte de toutes corrections, on trouve pour le modèle IV une résistance totale de  $10,54 \text{ gr}$  pour la vitesse de  $9,81 \text{ m/s}$ . La résistance due aux pressions étant de  $6,60 \text{ gr}$ , il reste pour la résistance due aux frottements  $3,94 \text{ gr}$  (1), soit  $37,4 \text{ p. } 100$  de la résistance totale.

Pour tous les modèles, la résistance totale est donnée dans la figure 258

(1) Cette méthode appliquée par le capitaine Lenoir à la carène en bois verni du « Fleurus », a donné pour une résistance totale de  $10,5 \text{ gr}$  à  $10 \text{ m/s}$  :

Composante des pressions normales,  $7,5 \text{ gr}$ .

Frottements,  $3,0 \text{ gr}$ .

et indique les variations avec la vitesse. On peut calculer les valeurs de Z d'après la même formule que celle employée précédemment quand il

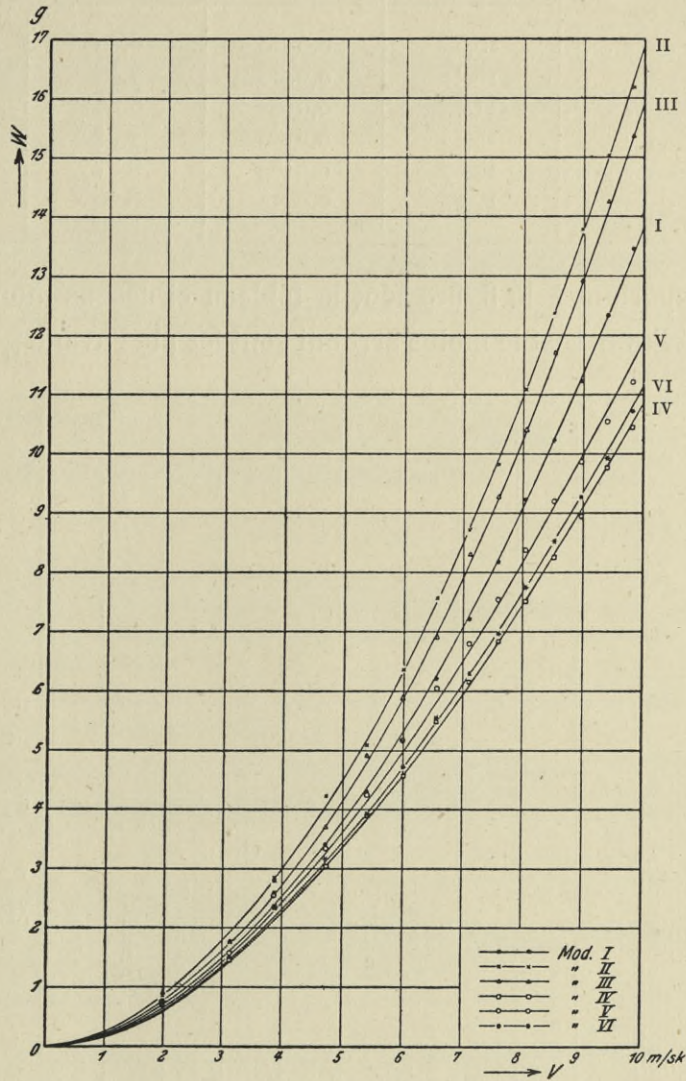


FIG. 258. — Résistances totales en fonction de la vitesse sur les modèles I à VI.

s'agissait de la résistance due aux pressions  $W = J^{2/3} V^2 \frac{\gamma}{g}$ . On trouve ainsi  $Z = 0,013$ . La figure 259 donne les différentes valeurs de Z suivant les modèles et les vitesses. Le tableau ci-dessous les résume pour la vitesse de  $9,81 \text{ m/s}$ .



	RÉSISTANCE TOTALE W gr	Z	RÉSISTANCE DUE aux pressions W <sub>1</sub> gr	RÉSISTANCE DUE aux frottements
Modèle IV . . . . .	10,54	0,0130	6,60	3,94
— VI . . . . .	10,81	0,0134	7,49	3,32
— V . . . . .	11,55	0,0143	6,90	4,65
— I . . . . .	13,35	0,0165	7,64	5,71
— III . . . . .	15,30	0,0189	8,51	6,79
— II . . . . .	16,28	0,0201	8,60	7,68

En se reportant à la figure 260, le tableau ci-dessus montre que les modèles dont l'avant est le moins arrondi sont les plus avantageux; on voit

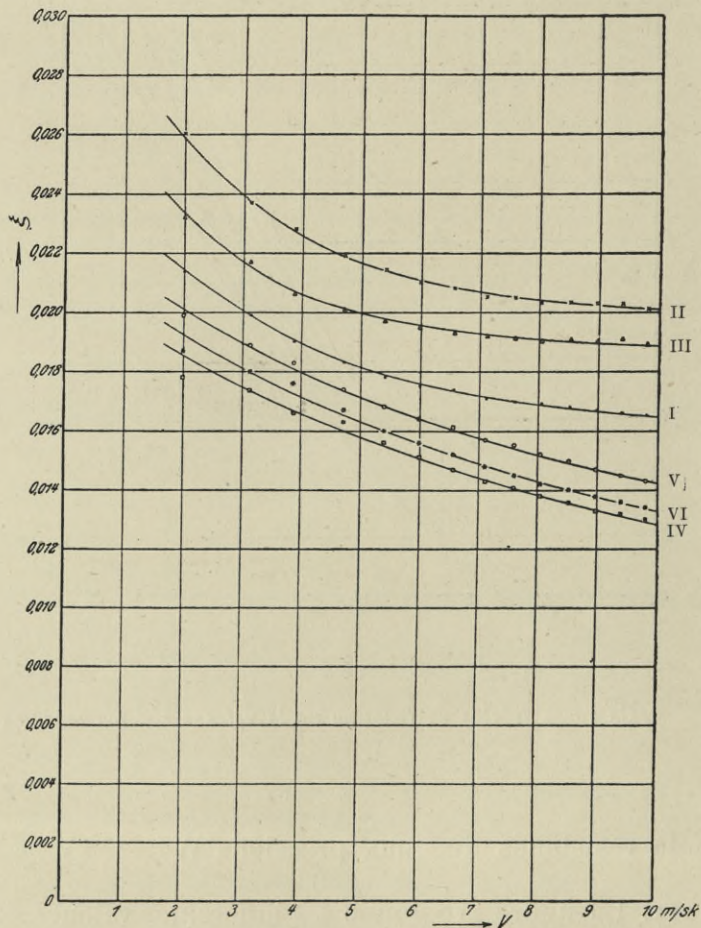


FIG. 259. — Coefficients Z, en fonction de la vitesse, pour les modèles I à VI.

également que l'on diminue la résistance en allongeant l'arrière. Il faut, évidemment, choisir les modèles qui présentent la plus faible résis-

tance; celle-ci est, d'ailleurs, très petite. Pour le modèle n° IV, le plus avantageux, il est vrai, elle représente  $\frac{1}{18}$  de la résistance d'un disque.

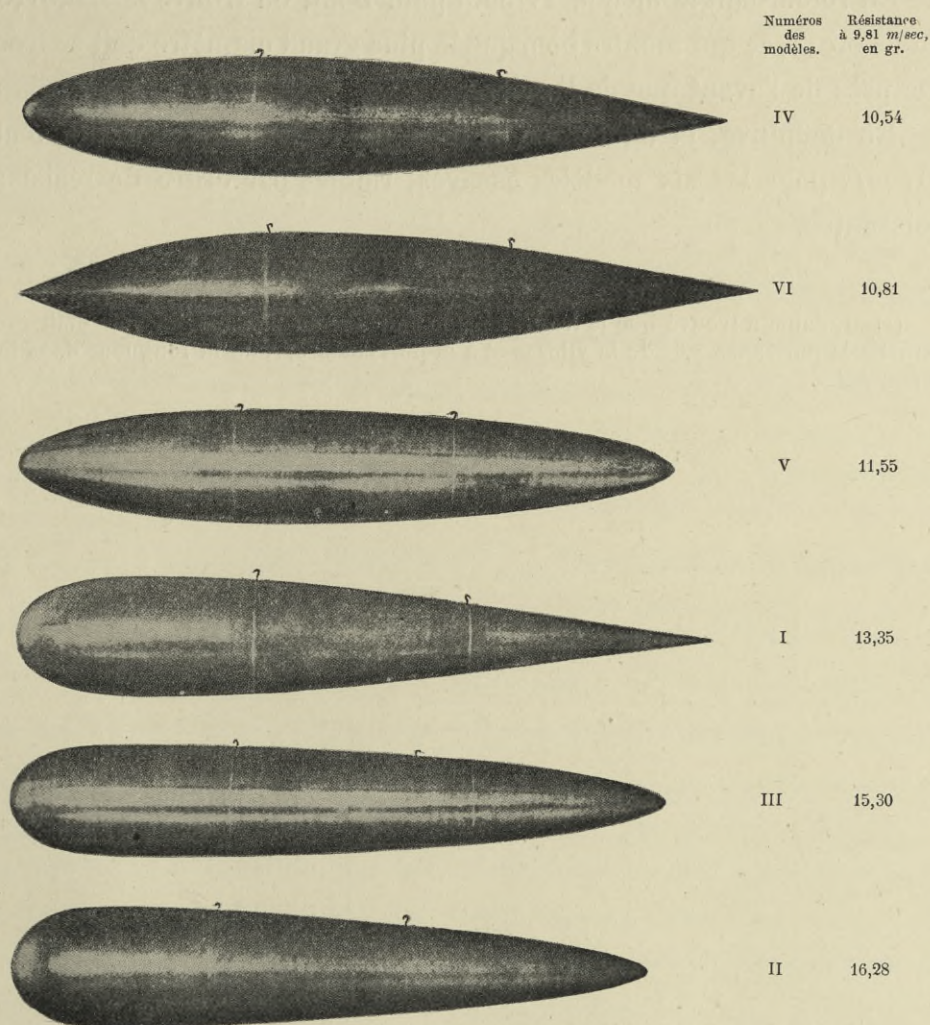


FIG. 260. — Modèles essayés rangés par ordre de résistances croissantes.

« Le diagramme de la figure 259 montre que le coefficient décroît quand la vitesse augmente. Autrement dit, la relation entre la résistance totale et la force vive  $\frac{V^2 \gamma}{g}$  n'est pas linéaire. Comme on a trouvé que la résistance proprement dite, celle due à la forme et aux pressions, était proportionnelle au carré de la vitesse, il faut que le deuxième terme de la résistance, celui qui est dû aux frottements, ne soit pas proportionnel à  $V^2$ . »

En réalité, on a trouvé que le frottement croît un peu moins vite que le carré de la vitesse<sup>(1)</sup>.

En retournant le modèle IV bout pour bout, on trouve  $Z = 0,0158$  au lieu de  $0,013$ , ce qui montre bien que le plus grand diamètre doit se trouver plus près de l'avant que de l'arrière.

En définitive, la figure 260 résume les résistances pour un vent de  $9,81 \text{ m/s}$  pour les six modèles essayés, rangés par ordre de résistances croissantes.

(1) M. Zahm a trouvé que le frottement de l'air sur un panneau en bois était proportionnel à la puissance  $1,85$  de la vitesse et à la puissance  $0,93$  de la longueur dans le sens du courant.

---

## NOTE IV

### SUR LES FORMULES FONDAMENTALES DES HÉLICES.

Comme nous l'avons fait observer page 307, le raisonnement par lequel nous montrons que les quantités  $\frac{F}{n^2 D^4}$  ... ne dépendent que de  $\frac{V}{nD}$ , comporte à son début une inexactitude, puisque nous avons admis que la vitesse de l'air qui frappe les pales est la vitesse relative résultant de la vitesse  $V$  de translation et de la vitesse de rotation de la pale : nous négligions ainsi l'aspiration produite par l'hélice et, d'autre part, l'influence mutuelle des pales.

Nous nous proposons de montrer que, malgré cette inexactitude, notre premier raisonnement peut être conservé. Il suffit d'établir que, pour une même valeur de  $\frac{V}{nD}$ , la vitesse relative en un point quelconque de l'hélice est invariable en direction, et que son intensité est proportionnelle à  $V$  : c'est là, en effet, le point de départ de ce raisonnement, qui, dès lors, subsistera avec ses conclusions.

L'aspiration de l'hélice et l'influence mutuelle des pales ont leur maximum d'effet quand les pales sont nombreuses : c'est donc le cas que nous envisagerons. En même temps, nous pourrions admettre l'application des équations de l'écoulement permanent des fluides.

Considérons un premier régime de fonctionnement de l'hélice où la vitesse relative de translation est  $V$  et le nombre de tours  $n$ , et un second régime où ces quantités sont  $mV$  et  $mn$ , de manière que le rapport  $\frac{V}{nD}$  ait la même valeur dans les deux cas. Dans le premier régime, la vitesse de l'air qui frappe une section déterminée de la pale est  $V$  plus une vitesse additionnelle  $v$  due à l'aspiration ; dans le second, cette vitesse est  $mV$  plus une vitesse additionnelle  $v'$ . Nous allons voir que  $v'$  a la direction de  $v$  est égale à  $mv$ .

En effet, les équations de l'écoulement permanent d'un fluide incompressible restent satisfaites si, étant donné un écoulement, les vitesses en

chaque point sont multipliées par une constante, et si, d'ailleurs, les variations de pression entre deux points voisins sont multipliées par le carré de cette constante (1). Si donc le régime  $V, n, v$  est un régime d'écoulement, le régime  $mV, mn, mv$ , où toutes les vitesses sont multipliées par  $m$ , est également un régime d'écoulement. Ainsi on peut admettre que  $v' = mv$ , c'est-à-dire, en définitive, que pour une même valeur de  $\frac{V}{nD}$ , la correction à ajouter à la vitesse de translation pour avoir la vitesse de l'air qui frappe une section de pale, croît dans la même proportion que  $V$  et que  $n$ . Il en résulte que, pour une même valeur de  $\frac{V}{nD}$ , la vitesse relative en un point quelconque de l'hélice est invariable en direction, et que son intensité est proportionnelle à  $V$ : c'est ce que nous voulions montrer.

Nous avons d'ailleurs établi expérimentalement que la vitesse  $V'$  de l'air, en des points pris au voisinage d'une hélice, conserve bien un rapport constant avec la vitesse  $V$  en dehors de l'hélice, quand  $\frac{V}{nD}$  reste invariable. L'hélice choisie était l'hélice n° 9, qui nous a servi à faire des mesures de vitesse de l'air aspiré (V. p. 333); les résultats sont donnés dans le tableau suivant pour la valeur  $\frac{V}{nD} = 0,6$ , qui correspond au rendement maximum de cette hélice.

(1) Les équations générales de l'écoulement sont (en appelant, suivant la notation ordinaire,  $\rho$  la densité au point de coordonnées  $x, y, z$ ;  $p$  la pression;  $u, v, w$  les composantes de la vitesse en ce point;  $X, Y, Z$  les composantes des forces extérieures agissant en ce point sur l'unité de volume, et  $t$  le temps):

$$\begin{aligned} \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} &= X - \frac{\partial u}{\partial t} - u \frac{\partial u}{\partial x} - v \frac{\partial u}{\partial y} - w \frac{\partial u}{\partial z} \\ \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} &= Y - \frac{\partial v}{\partial t} - u \frac{\partial v}{\partial x} - v \frac{\partial v}{\partial y} - w \frac{\partial v}{\partial z} \\ \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z} &= Z - \frac{\partial w}{\partial t} - u \frac{\partial w}{\partial x} - v \frac{\partial w}{\partial y} - w \frac{\partial w}{\partial z} \end{aligned}$$

On sait que dans le cas de l'air et pour les variations envisagées des vitesses, on peut regarder  $\rho$  comme constant, et négliger les composantes  $X, Y, Z$  de la pesanteur; d'ailleurs  $\frac{\partial u}{\partial t}, \frac{\partial v}{\partial t}, \frac{\partial w}{\partial t}$  sont nuls puisque le mouvement est permanent. On voit alors immédiatement que les équations sont encore vérifiées si on multiplie  $u, v, w$  par une constante quelconque, et  $\frac{\partial p}{\partial x}, \frac{\partial p}{\partial y}, \frac{\partial p}{\partial z}$  par le carré de cette constante.

POSITION DU DOUBLE PITOT		V VITESSE générale du courant d'air en m/sec	n TOURS/SECONDE	$\frac{V}{nD}$	V' VITESSE donnée par le Pitot en m/sec	$\frac{V'}{V}$
Distance aux pales en centimètres	Distance à l'axe en centimètres					
20 en avant . . .	20 . . . . .	10	16,65	0,6	10,90	1,09
		18	30,00	0,6	19,60	1,09
		25	41,70	0,6	27,50	1,10
	30 . . . . .	10	16,65	0,6	11,05	1,10
		18	30,00	0,6	19,60	1,09
		25	41,70	0,6	27,35	1,09
	45 . . . . .	10	16,65	0,6	10,20	1,02
		18	30,00	0,6	18,40	1,02
		25	41,70	0,6	25,50	1,02
20 en arrière . . .	20 . . . . .	10	16,65	0,6	11,80	1,18
		18	30,00	0,6	21,25	1,18
		25	41,70	0,6	29,80	1,19
	35 . . . . .	10	16,65	0,6	12,20	1,22
		18	30,00	0,6	21,60	1,20
		25	41,70	0,6	30,00	1,20

On voit qu'en chacun des points considérés, le rapport  $\frac{V'}{V}$  reste invariable, quand V varie et que  $\frac{V}{nD}$  reste constant. Quant à la direction des filets en ces points, elle nous a paru tout à fait invariable.

Il faut observer que les vitesses ainsi mesurées sont, non pas les vitesses instantanées, puisqu'en réalité l'écoulement n'est pas permanent, mais une certaine moyenne de ces vitesses instantanées. Mais si, à chaque instant, le rapport  $\frac{V'}{V}$  ne dépend que de  $\frac{V}{nD}$ , il doit en être de même de la moyenne mesurée, et c'est bien ce que nous trouvons. Ainsi le fait que nous obtenons des rapports  $\frac{V'}{V}$  constants, confirme, en définitive, la vérité de la conclusion de la démonstration précédente, et permet de ne pas tenir compte de l'objection relative à l'aspiration produite par l'hélice.

## NOTE V

SUR LES FAMILLES D'HÉLICES A PLUSIEURS PARAMÈTRES VARIABLES.

La difficulté du classement méthodique des hélices vient de la multiplicité des paramètres qui définissent leur forme géométrique. Un procédé d'étude serait très incomplet s'il ne permettait pas de trouver aisément, dans une famille d'hélices à plusieurs paramètres variables, les valeurs des différents paramètres qui, pour des conditions déterminées de fonctionnement, donnent le rendement le plus élevé. Nous allons voir que le procédé que nous avons proposé s'étend aux familles à plusieurs paramètres. Quoique nous n'ayons encore étudié que des familles à un seul

paramètre, nous croyons utile de donner dès maintenant cette généralisation.

Supposons qu'après avoir fait varier un premier paramètre,  $p$ , on recommence plusieurs fois les essais en donnant chaque fois une nouvelle valeur à un second paramètre,  $p'$ . Les courbes  $\gamma_1, \gamma_2, \dots$  d'un rendement donné, se déplaceront d'une façon continue d'une série à l'autre, et auront une enveloppe  $\Gamma$  (fig. 261). Quel que soit le point auquel aboutisse une ligne brisée  $P_m, V, n, D$ , si ce point se

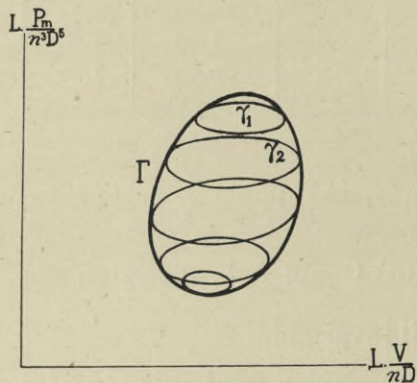


FIG. 261. — Courbe d'égal rendement d'une famille d'hélices à deux paramètres.

trouve à l'intérieur de l'enveloppe  $\Gamma$  on pourra toujours trouver une hélice qui satisfasse au problème en donnant au moins ce rendement; et on n'en pourra trouver aucune si le point est à l'extérieur de  $\Gamma$ . En construisant de la même manière les enveloppes correspondant à diverses valeurs du rendement, on aura un faisceau de courbes  $\Gamma$  qui jouera, à l'égard des hélices essayées qui dépendent de deux paramètres, le même rôle que le faisceau relatif aux hélices dépendant d'un seul paramètre. Ce faisceau permettra, en effet, de trouver immédiatement, dans un cas quelconque, le meilleur rendement qu'on peut obtenir avec le groupe

d'hélices, ainsi que les valeurs du diamètre (ou du nombre de tours) et des paramètres  $p$  et  $p'$  qu'il faut adopter pour obtenir ce rendement; il montrera aussi la réduction du rendement produite par une variation donnée du diamètre ou du nombre de tours.

Pour nous en rendre compte, remarquons qu'en tout point d'une courbe  $\Gamma$  (c'est-à-dire, en définitive, en tout point du diagramme) le plus haut rendement possible est celui qui est inscrit sur cette courbe. Quant à la manière de réaliser ce rendement, on a la valeur du second paramètre par la courbe

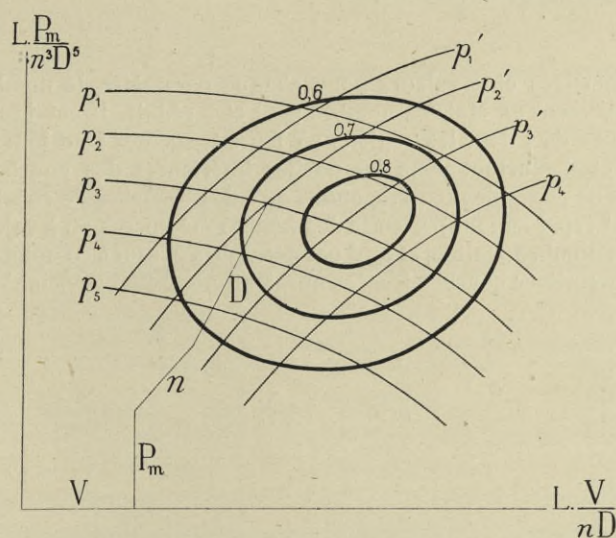


FIG. 262. — Diagramme d'une famille d'hélices à deux paramètres.

$\gamma$ , tangente à  $\Gamma$  au point considéré, et la valeur du premier par la position du point sur cette courbe  $\gamma$ . Si on ne traçait qu'une courbe  $\Gamma$ , il faudrait inscrire sur elle les valeurs des paramètres : comme il en faut plusieurs, il suffit de tracer des lignes d'égales valeurs de chacun des deux paramètres (fig. 262). Ces deux faisceaux de lignes indiqueront dans chaque cas les valeurs des paramètres qui donnent le meilleur rendement.

Le choix d'une hélice se fera alors comme précédemment : par exemple, avec la ligne brisée de la figure 262, on voit que le plus haut rendement possible avec les hélices étudiées serait 0,73, et que l'hélice à employer serait définie par des valeurs  $p_3$  et  $p'_2$  des paramètres, et par un diamètre  $D$ .

La même méthode serait applicable à un plus grand nombre de paramètres : on tracerait les enveloppes  $\Gamma_1$  des courbes  $\Gamma$ , puis les enveloppes de  $\Gamma_1$ , etc., et les dernières enveloppes subsisteraient seules; les



lignes d'égales valeurs des paramètres seraient réparties en deux ou plusieurs figures pour conserver la clarté. Il semble cependant que deux paramètres seraient suffisants, pourvu que les hélices essayées aient des formes avantageuses au point de vue du rendement.

Même avec deux paramètres, les modèles devraient être nombreux (1) : aussi serait-il bon de n'aborder cette double série d'expériences qu'après des essais préliminaires, qui n'auraient pas besoin d'être très systématiques, et qui montreraient les valeurs les plus convenables pour les paramètres qu'on laisserait invariables.

(1) Avec  $p$  paramètres et  $q$  valeurs pour chaque paramètre, le nombre des modèles devrait être théoriquement  $p^q$ . Mais ce nombre peut être réduit. Il est inutile, en effet, de construire les courbes de  $\gamma$  dans les régions où leurs tangentes sont loin d'être parallèles aux échelles de  $D$  et  $n$  (surtout dans les parties inférieures des courbes), puisque ces branches de courbes ne pourraient correspondre qu'à des branches de courbes  $\Gamma$ ,  $\Gamma_1$ ,... ayant même inclinaison, et représentant par suite des hélices médiocres ou à rejeter. De plus, on prendrait d'abord un nombre  $q$  faible, et égal par exemple à 3, sauf à compléter les essais avec les valeurs que les premières courbes tracées auraient montrées convenables.

---

## NOTE VI

### MÉTHODE DE M. DRZEWIECKI POUR LE CALCUL DES HÉLICES.

En 1892, M. Drzewiecki a donné une méthode rationnelle pour déterminer les éléments des hélices marines d'après les conditions de leur fonctionnement. Depuis, il a appliqué cette méthode aux hélices aériennes, en utilisant les coefficients  $K_y$  et  $\frac{K_y}{K_x}$  déterminés dans notre Laboratoire pour les plaques de profil analogue.

M. Drzewiecki décompose l'aile de l'hélice en bandes élémentaires en la coupant par des cylindres concentriques à l'axe de rotation. Chaque point d'une semblable bande décrit dans l'espace, par le fait de la rotation et de l'avancement de l'hélice, une trajectoire hélicoïdale dont le pas est égal à

l'avance par tour  $\frac{V}{n}$ ,  $V$  étant la vitesse d'avancement et  $n$  le nombre de tours ; ces trajectoires

peuvent dès lors être considérées comme les directions des filets fluides avançant contre l'élément d'hélice supposé immobile (fig. 263).

Si dans ces conditions on donne à chacun des éléments une incidence  $i$  sur sa trajectoire, on peut assimiler l'aile à une plaque de même profil rencontrant l'air sous l'incidence  $i$  (1). Connaissant par les essais du Laboratoire les valeurs de  $K_y$  et  $\frac{K_x}{K_y} = \text{tg } \theta$ , on pourra en déduire la poussée axiale  $f$  exercée par un élément à une distance quelconque

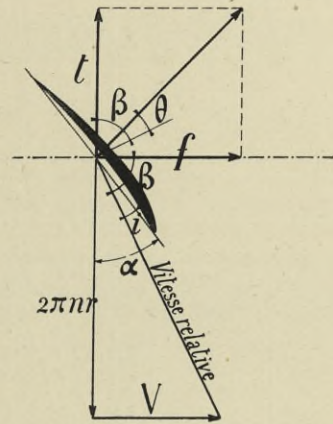


FIG. 263.

(1) L'angle  $\alpha$  de la corde de l'élément avec la vitesse de rotation  $2\pi nr$  est celui dont nous avons parlé dans la note de la page 336 pour définir le pas  $h$  de l'élément.

$$h = 2\pi r \text{tg } \alpha$$

La figure montre que l'angle d'incidence  $i$  est donné par :

$$= \alpha - \text{arctg } \frac{V}{2\pi nr} = \text{arctg } \frac{h}{2\pi r} - \text{arctg } \frac{V}{2\pi nr}.$$

$r$  de l'axe, ainsi que son effort résistant  $t$  au moyen duquel on détermine la puissance motrice nécessaire.

On en déduit aussi, comme on le voit par la figure 263, le rendement  $\rho$  de l'élément, qui s'exprime par

$$\rho = \frac{f \times V}{2\pi nr \times t} = \left(\frac{V}{2\pi nr}\right) \times \left(\frac{f}{t}\right) = \frac{1}{\operatorname{tg} \beta} \times \operatorname{tg} (\beta - \theta),$$

où  $\beta$  est l'inclinaison de la trajectoire hélicoïdale de l'élément considéré sur l'axe de rotation. Ce rendement élémentaire est d'autant plus grand que  $\theta$  est plus petit; il s'ensuit que, pour avoir le rendement maximum, il y a lieu de donner à l'élément d'aile l'incidence *optima* correspondant au minimum de  $\operatorname{tg} \theta$ . De plus, la valeur de  $\rho$  varie avec  $\beta$ , c'est-à-dire avec le rapport de la vitesse angulaire de l'élément à la vitesse d'avancement. Si

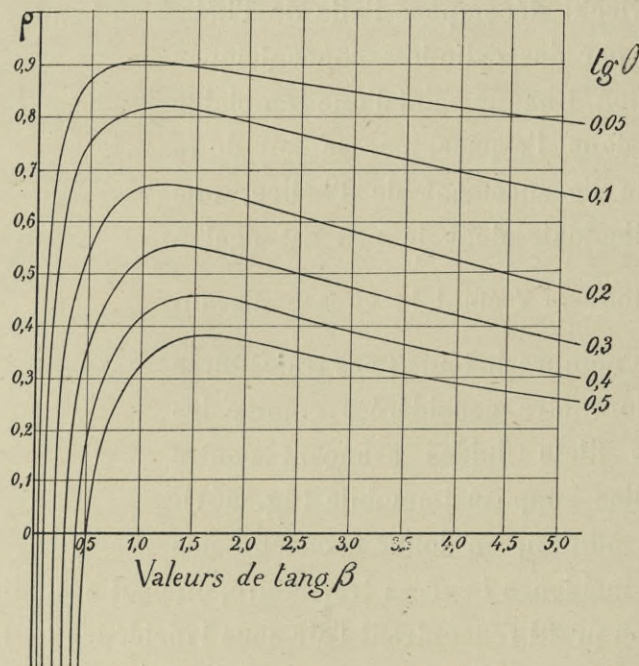


FIG. 264. — Variations du rendement élémentaire d'une pale d'hélice avec  $\operatorname{tg} \beta$  et  $\operatorname{tg} \theta$ .

on représente graphiquement la variation de  $\rho$  le long de l'aile on trouve les courbes de la figure 264.

Il en résulte que les rendements acceptables sont limités par les valeurs de  $\operatorname{tg} \beta$  comprises entre 1 (moyeu) et 5 ou 6 (extrémité de la pale), ce qui correspond à des valeurs de  $\frac{V}{nD}$  de notre notation de 0,65 à 3 environ.

En intégrant ou en faisant une sommation des valeurs du coefficient

élémentaire  $\rho$ , M. Drzewiecki trouve la valeur du rendement total pour des hélices dont les diamètres correspondent à des valeurs croissantes de  $\text{tg } \beta$ , et pour différents profils, qu'il a inscrite dans un tableau (1).

Connaissant l'inclinaison  $\beta$  de l'élément sur l'axe et l'incidence de cet élément sur la trajectoire hélicoïdale, la largeur (que l'auteur prend constante pour la facilité du calcul), ainsi que le profil de l'élément, qui détermine les valeurs de  $K_y$  et de  $\frac{K_x}{K_y}$ , M. Drzewiecki établit facilement les valeurs de la poussée axiale et de la puissance motrice en se basant sur la formule élémentaire  $K_iSV^2$ . En intégrant le long de l'aile la fonction qui exprime la valeur de la puissance motrice, il détermine une relation simple entre les éléments de l'hélice et les conditions de son fonctionnement, relation qu'il appelle *équation de compatibilité*.

Cette relation prend une forme simple dans le cas où l'épaisseur de l'hélice varie peu et où les coefficients  $K_x$  et  $K_y$  sont par conséquent les mêmes le long de la pale; on a alors :

$$Q = \frac{(\pi D)^{4,1} a \cdot n^{2,1} V^{0,9}}{P_m}$$

(1) Dans une communication faite à l'Association Technique Maritime en 1911, intitulée : *De l'application des résultats des essais du Laboratoire Aérodynamique de M. Eiffel au calcul des hélices aériennes*, M. Drzewiecki a rangé dans des tableaux les coefficients numériques relatifs à 4 types de profils choisis parmi ceux essayés au Laboratoire.

A titre d'exemple, voici les tableaux relatifs à notre aile n° 7, à face inférieure plane et à face dorsale circulaire.

Les valeurs du rendement  $\rho$  sont les suivantes pour différentes valeurs de  $\frac{\pi n D}{V}$  et de  $i$ .

$\frac{\pi n D}{V}$	3	4	5	6	7	8	9	10
$i = 2^\circ$ . . . . .	0,826	0,797	0,768	0,741	0,715	0,691	0,668	0,647
$i = 3^\circ$ . . . . .	0,820	0,790	0,761	0,733	0,707	0,682	0,659	0,637
$i = 4^\circ$ . . . . .	0,810	0,780	0,750	0,721	0,693	0,668	0,645	0,623

Les coefficients de compatibilité  $Q$ , dont nous allons parler, ont les valeurs suivantes :

$\frac{\pi n D}{V}$	3	4	5	6	7	8	9	10
$i = 2^\circ$ . . . . .	2.449.000	2.517.400	2.530.200	2.507.200	2.471.400	2.425.200	2.378.600	2.323.500
$i = 3^\circ$ . . . . .	2.061.000	2.115.000	2.124.000	2.100.500	2.067.000	2.026.000	1.982.500	1.937.500
$i = 4^\circ$ . . . . .	1.767.000	1.813.000	1.817.000	1.791.800	1.761.600	1.724.400	1.684.600	1.647.600

dans laquelle  $D$  est le diamètre de l'hélice,  $a$  le nombre de pales,  $n$  le nombre de tours par seconde,  $V$  la vitesse d'avancement en  $m/sec$ ,  $P_m$  la puissance motrice en chevaux et  $Q$  la valeur numérique de l'intégrale calculée pour le profil donné et pour l'incidence  $i$  (cette incidence peut être *pour la réduction de l'encombrement* prise plus ou moins grande, mais toujours voisine de l'incidence optima) et pour la valeur de  $\operatorname{tg} \beta$ , c'est-à-dire du rapport de la vitesse périphérique de l'hélice à la vitesse d'avancement. On peut sans erreur sensible considérer  $Q$  comme constant pour un profil et une incidence donnés, ce qui permet de résoudre sans tâtonnement l'équation de compatibilité soit par rapport à  $D$ , soit par rapport à  $n$ , quand les autres éléments sont connus (1).

*Application aux hélices n<sup>os</sup> 13 et 19.* — La condition que les coefficients  $K_x$  et  $K_y$  varient peu le long de l'aile malgré les variations d'épaisseur de la pale, est réalisée avec les hélices n<sup>os</sup> 13 et 19 que nous avons expérimentées (Pl. XXXIV et XXXV).

Pour la première, les coefficients  $K_x$  et  $K_y$  ont pour valeurs 0,0030 et 0,040; le calcul donne alors  $Q = 119 \times 10^4$ . En portant dans la formule précédente cette valeur et les données de fonctionnement de l'hélice, c'est-à-dire

$$P_m = 200 \text{ ch}, \quad n = 11,7 \text{ t/sec}, \quad V = 27 \text{ m/sec},$$

on en déduit le diamètre  $D = 4,09 \text{ m}$ .

L'expérience a donné, pour une valeur de  $\frac{V}{nD} = \frac{27}{11,7 \times 4,09} = 0,565$ ,  $\frac{P_m}{n^3 D^5} = 0,0082$ , comme on peut le voir figure 236, tandis que le calcul donne  $\frac{P_m}{n^3 D^5} = 0,0081$ .

De même le calcul du rendement a donné, d'après la théorie en question,  $\rho = 0,75$  pour  $\frac{V}{nD} = 0,565$ , tandis que l'essai a accusé  $\rho = 0,745$  pour le même  $\frac{V}{nD}$ . Il y a donc un accord complet pour ces deux valeurs entre le calcul et l'expérience.

(1) Pour le calcul de  $Q$  nous nous référons au savant mémoire de M. Drzewiecki dont nous avons parlé.

Pour la seconde hélice,  $K_x = 0,0026$  et  $K_y = 0,036$ , valeurs d'après lesquelles on trouve  $Q = 141 \times 10^4$ . En portant dans la formule cette valeur et celles des données de fonctionnement :

$$P_m = 200 \text{ ch}, \quad n = 20,25 \text{ t/sec}, \quad V = 55,6 \text{ m/sec},$$

on en déduit  $D = 2,745 \text{ m}$ .

Les essais ont donné, avec cette hélice, pour  $\frac{V}{nD} = 1, \frac{P_m}{n^3 D^5} = 0,011$  et  $\rho = 0,88$ , tandis que le calcul avait prévu dans les mêmes conditions de fonctionnement  $\frac{P_m}{n^3 D^5} = 0,0116$  et  $\rho = 0,83$ .

Les résultats des essais se rapprochent assez des prévisions du calcul pour légitimer la méthode employée; ils semblent montrer qu'il ne faut pas attacher en pratique une grande importance à l'objection qui a été faite à la théorie de M. Drzewiecki, à savoir que la vitesse de l'air qui arrive sur les pales est, du fait de l'aspiration produite par l'hélice, légèrement différente de la vitesse de translation (Voir tableau, page 379).

---

## NOTE VII

### RÉPONSE A DIVERSES OBJECTIONS.

Des critiques ont été élevées contre ma méthode d'expérimentation. On a dit que l'effort du vent sur une plaque immobile est différent de l'effort de l'air calme sur une plaque mobile, que la résistance des grands appareils ne peut se déduire de celle des modèles, enfin que mon dispositif de production du courant d'air introduit des erreurs. Pour réfuter à la fois toutes ces objections, il suffirait de citer les essais relatés dans la note précédente, et les vérifications qui ont été signalées à propos de divers aéroplanes et du dirigeable « Fleurus ». D'une façon générale, toutes les fois que je me suis trouvé en présence d'expériences précises sur de grands appareils en mouvement dans l'air calme, j'ai cherché à les répéter sur des modèles, et j'ai toujours trouvé une concordance satisfaisante. Je pourrais ajouter que, parmi les laboratoires français et étrangers, et même parmi ceux qui critiquaient d'abord mes procédés, le plus grand nombre prépare en ce moment des installations analogues à la mienne.

Cependant, désireux de justifier nos résultats ainsi que la méthode, que j'ai toujours préconisée, du ventilateur et des modèles, je crois bon de reproduire une partie des réponses que j'ai faites à trois expérimentateurs : MM. de Guiche, Rateau et Riabouchinsky. Ces réponses expliquent certaines divergences de mes résultats avec d'autres qui pourraient leur être opposés, et contiennent quelques remarques sur les conditions que doivent remplir les installations avec ventilateurs.

### I

M. de Guiche a installé près de Paris un laboratoire aérodynamique : une automobile déplace, à une vitesse connue, une plaque sur laquelle la pression est mesurée par des manomètres. Ses résultats se distinguent surtout des miens en ce que, d'après lui, « *aux petits angles, ainsi qu'aux « très grands, la dépression sur l'arrière est petite par rapport à la pression*

« sur l'avant; de telle sorte que, pour ces angles extrêmes, l'influence de l'arrière « sur la poussée totale est très faible » (*Essai d'Aérodynamique du plan*, volume I, page 194). J'ai, avec tous les autres expérimentateurs, fait des constatations différentes. M. de Guiche croit en trouver l'explication dans le fait que ses essais se font en déplaçant la plaque, et les nôtres en déplaçant l'air. Comme il insistait fréquemment, dans ses publications, sur ces divergences, j'ai jugé utile de montrer qu'on en peut trouver la raison, simplement, dans des erreurs systématiques d'expérimentation. Ce qui suit est extrait d'une note annexée à une communication que j'ai faite à la Société des Ingénieurs civils (Bulletin de juillet 1913).

Dans mon Mémoire, j'ai fait allusion aux mesures, faites par M. de Guiche, des pressions sur quelques plans rectangulaires portés par une automobile. L'étude très détaillée qui en a été faite tire son principal intérêt de ce que l'auteur a pensé démontrer qu'il n'était pas indifférent de communiquer le mouvement à l'air ou à la plaque, et que les résultats trouvés au ventilateur ne sont pas applicables à l'aviation.

Il faut faire observer tout d'abord que cela est manifestement contraire au principe du mouvement relatif, d'après lequel les phénomènes sont les mêmes, quel que soit le sens du mouvement. M. de Guiche pense que dans ces expériences ce principe n'est pas en jeu. J'ai désiré connaître l'opinion de M. Henri Poincaré, à qui j'ai posé très explicitement la question dans les termes suivants :

« J'ai étudié depuis quelque temps, dans un laboratoire aérodynamique que j'ai « installé au Champ-de-Mars, les efforts exercés sur des plaques par un courant d'air « très régulier. De nouvelles expériences ont été récemment faites en donnant à la « plaque un déplacement rectiligne et uniforme dans un air calme. Est-il possible de « supposer que les pressions sur la plaque, aussi bien sur la face antérieure que sur la « face postérieure, varient suivant l'une ou l'autre manière de procéder? ou, au contraire, « le mouvement relatif est-il seul en jeu? »

M. Poincaré m'a répondu : « *Il n'y a pas de raison pour que les efforts exercés « sur des plaques par un courant d'air bien régulier diffèrent de ceux que subirait cette « plaque en mouvement dans un air calme.* » Il ajoute que, si les expériences sont faites par la méthode du tunnel, il faut en outre que les dimensions de la plaque soient petites par rapport à celles du tunnel, — condition remplie dans nos expériences. — Enfin, il conclut : « *Ces réserves faites, il est clair que le mouvement relatif peut seul intervenir.* »

Cette affirmation si nette de l'illustre savant qu'était M. Henri Poincaré fait autorité et à mes yeux clôt le débat.

D'ailleurs, pour les inclinaisons inférieures à  $30^\circ$ , — qui sont celles usitées en aviation, — l'auteur n'a relevé, par rapport à nos propres résultats, que des différences peu importantes, qu'on peut le plus souvent représenter par des décalages de courbes. Il y a néanmoins un certain intérêt à se rendre compte de la raison de ces différences : elles tiennent, suivant nous, aux deux défauts systématiques dont nous allons parler.

Dans ces expériences, l'axe de la plaque en essai était situé à une hauteur de 1,30 m seulement au-dessus du bâti de l'automobile. Il est certain qu'elle était influencée par cette automobile au moins autant que la plaque de Saint-Cyr par son chariot, dont l'écartement était de 2,75 m. Peut-on, notamment, regarder comme étant dans l'air



libre une plaque carrée de 80 cm de côté, normale au vent, et distante de 90 cm seulement de l'automobile ?

L'auteur pense démontrer le contraire en vérifiant qu'un ruban flottant entre la plaque et l'automobile paraît se maintenir à peu près horizontal. On en déduit, dit-il, « de façon indiscutable, qu'il n'y a ni remous ascendants, ni aspiration descendante « produite par le châssis ». Mais même en l'absence de tels remous, une inclinaison très faible des filets, que ce moyen « grossier », suivant l'expression de l'auteur, ne décèlerait assurément pas, pourrait correspondre à une influence mutuelle très notable. De plus cette vérification, même établie exactement, ne suffirait encore pas : il faudrait vérifier aussi que la vitesse relative d'un filet situé entre la plaque et l'automobile, est la vitesse même de l'automobile. On pourrait s'en rendre compte au moyen d'un tube de Pitot placé dans cette région, et nous sommes persuadé qu'on trouverait une différence. En tout cas, la preuve donnée est incomplète, et l'on ne peut trouver dans cette observation une « base indiscutable et définitive ».

L'autre défaut de ces expériences est dans le mode de mesure. Des tubulures affleurant la plaque communiquent avec des manomètres dont la seconde branche débouche dans une boîte placée sur l'automobile. Cette boîte, ainsi que l'auteur le déclare, *n'était pas étanche*, afin d'éviter les effets de dilatation de l'air (car une simple variation de 1/10 de degré ne correspond pas à moins d'une variation de 3,7 mm dans la pression, valeur supérieure à un grand nombre des valeurs à observer) : si elle n'est pas étanche, c'est dire qu'il y a communication entre son intérieur et l'air ambiant. Or, dans ce cas, comment la pression à l'intérieur de cette boîte ne serait-elle pas influencée par les pressions régnant autour de l'automobile en mouvement, et comment, par conséquent, n'en résulterait-il pas d'erreur dans la détermination du zéro des manomètres ? De même qu'au voisinage immédiat de la plaque expérimentée, la pression de l'air n'est pas la pression atmosphérique (c'est précisément cette différence qu'on se proposait de mesurer), de même, et pour la même raison, au voisinage de l'automobile, la pression ne peut pas être la pression atmosphérique : la différence, que néglige l'auteur, constitue une erreur systématique de ses essais. Cette erreur, il importe de le remarquer, est du même ordre que les valeurs mêmes qu'on veut mesurer, puisque l'automobile se déplace avec la même vitesse que la plaque.

Ce raisonnement suppose que la pression qui s'établit dans la boîte, non étanche, est la pression de l'air qui entoure immédiatement l'automobile, mais les conclusions seraient les mêmes si la boîte se trouvait directement frappée par des filets animés d'une certaine vitesse. Dans ce dernier cas, il n'y aurait encore aucune raison pour que la pression intérieure de la boîte fût égale à la pression atmosphérique, qui règne dans une région située à 2 ou 3 m de là et avec laquelle la boîte n'a aucune communication.

L'auteur, qui semble avoir oublié cette objection évidente dans son premier mémoire, croit y avoir répondu ensuite par une expérience directe : en soumettant, dit-il, la boîte à l'action d'un violent courant d'air, la pression intérieure reste « rigoureusement constante, quelle que soit la position de la boîte pendant l'expérience ». Il nous paraît hors de doute que la boîte, dans cet essai, devait tout simplement, et sans qu'on s'en soit rendu compte, être hermétiquement close : en effet, il se produit nécessairement, à l'avant une compression de l'air, latéralement et à l'arrière une dépression : pour que la pression d'équilibre dans la boîte soit celle de l'air ambiant, il faut que les positions et les grandeurs des fissures de la boîte satisfassent à une condition déterminée. Si cette condition est remplie pour une orientation de la boîte elle ne l'est plus pour une autre. Même en supposant que la boîte soit entièrement symétrique comme forme

et comme position des fissures, et que, par suite, son orientation soit indifférente, on devrait avoir à l'intérieur une pression inférieure à celle de l'air ambiant, parce que les dépressions autour d'un corps sont plus fortes et plus étendues que les pressions. Nous sommes d'autant plus certains de ces faits, d'ailleurs faciles à prévoir, que nous avons eu plusieurs occasions de les étudier (1).

Depuis que ces lignes ont été écrites, l'Institut de Saint-Cyr a fait les expériences de pression que résume la note I. Ces expériences ont été effectuées avec la même méthode que celle de M. de Guiche, mais dans de meilleures conditions, car des précautions étaient prises contre les deux causes d'erreur que nous venons de signaler : la pression atmosphérique était donnée, non à l'intérieur d'une boîte plus ou moins étanche, mais transmise directement aux secondes branches des manomètres par l'ouverture latérale d'un tube dirigé dans le sens du mouvement et placé à une certaine distance en avant de la plaque en essai ; les surfaces étaient relativement beaucoup plus écartées du chariot que dans les essais de M. de Guiche ; en outre un plan horizontal réduisait l'influence perturbatrice due à la présence du chariot (fig. 251). Or, les résultats se rapprochent beaucoup plus des nôtres que ceux de M. de Guiche. De plus, tandis que dans ces derniers les dépressions à l'arrière des plaques étaient très faibles et même remplacées par des pressions sur la plus grande partie des plaques, on a trouvé à Saint-Cyr des dépressions encore plus fortes que les nôtres : il est donc bien établi que les faits nouveaux trouvés par M. de Guiche ne proviennent que des erreurs systématiques de ses expériences.

## II

A la suite de ma communication de mai 1912, à la Société des Ingénieurs civils, M. Rateau, auteur de travaux estimés sur les turbines, a présenté les résultats de ses essais aérodynamiques, en ajoutant certaines critiques sur ma méthode qui m'ont obligé à répondre par la note suivante :

Je crois utile de présenter à la Société quelques remarques à propos de la communication de M. Rateau. Je relèverai d'abord, dans les expériences qui en font l'objet, une faute capitale qui en altère les résultats. C'est une faute assez fréquente et à laquelle on doit prendre garde si l'on veut entreprendre ou seulement apprécier des expériences

(1) C'est ce qu'on a vu, par exemple, à propos des essais sur les modèles de hangars.

d'aérodynamique faites avec la méthode du ventilateur et applicables à l'aviation. Le principe de ces expériences est de reproduire, aussi exactement que possible, ce qui se passe dans le mouvement relatif d'un corps et d'une masse d'air indéfinie. Il faut à cet effet que la section du courant d'air artificiel soit assez grande pour que, dans la périphérie, la vitesse de l'air soit sensiblement la même, en direction et en grandeur, que celle de l'air qui n'a pas encore approché de la plaque. Cette condition est suffisante, car, si elle est remplie, on ne changerait rien en augmentant indéfiniment les dimensions du courant, c'est-à-dire en se mettant dans les conditions exactes du problème ; elle est nécessaire, car, si elle n'est pas vérifiée, on changerait certainement l'écoulement de l'air en augmentant la section du courant. On doit donc réaliser d'abord un courant d'air à filets parallèles, c'est-à-dire un courant cylindrique, puis introduire dans ce courant un corps de dimensions assez faibles pour que sa présence ne trouble pas d'une manière sensible la périphérie du courant. Le courant ne cessant pas d'être cylindrique, il est très indifférent en définitive, *qu'il sorte d'un ajutage et s'amortisse ensuite dans l'air libre, ou qu'il sorte d'un ajutage pour rentrer dans un autre, ou même qu'il ait des parois dans son voisinage plus ou moins immédiat* : le résultat sera bon si la condition que je viens de dire est réalisée, il sera affecté d'une erreur inconnue si elle ne l'est pas (1). C'est là ce qu'on néglige souvent d'observer. Or, chaque fois qu'il parle de la méthode du ventilateur, M. Rateau raisonne comme si les filets extérieurs du courant étaient toujours déviés sensiblement par la présence de la plaque, alors qu'ils ne doivent jamais l'être : ce qu'il dit ne s'applique donc qu'à des expériences défectueuses (2).

M. Rateau semble avoir oublié, dans ses essais, cette grave cause d'erreurs, et on ne peut avoir confiance dans des expériences faites, soit sur des plaques de  $50 \times 30$  cm placées dans un courant de 70 cm de côté, soit sur des biplans formés de plans de  $50 \times 15$  cm écartés de 20 ou 30 cm et placés dans le même courant. Il est bien reconnu, et j'ai moi-même vérifié, que la surface des plaques ne doit pas dépasser quelques centièmes de celle du courant.

Les particularités observées par M. Rateau sur les lois de la résistance de l'air tiennent peut-être, en partie, à cette dimension exagérée des plaques. Peut-être aussi ont-elles leur origine dans une seconde imperfection de l'appareil : l'axe des plaques était supporté par des palettes verticales en bois, assez larges, qui les encadraient latéralement d'une façon plus ou moins complète. Ces palettes gênaient l'écoulement latéral de l'air et avaient sur celui-ci une influence notable, et variable avec l'inclinaison de la plaque : les plaques à  $90^\circ$ , notamment, étaient complètement bordées sur leurs parties latérales.

Ainsi, les surfaces de M. Rateau ne peuvent, pour ces deux causes, être comparées à des plaques isolées. Étant donné que de petites modifications ont parfois une grande influence sur la résistance des surfaces, il n'est pas étonnant que M. Rateau trouve des différences sensibles avec les autres expérimentateurs et, notamment, des discontinuités dans les courbes des coefficients de résistance. Je ne conteste nullement l'existence,

(1) Il est inutile de dire que j'ai toujours pris soin dans mes expériences de réaliser cette condition fondamentale et de vérifier qu'elle était bien remplie, pour toutes les parties périphériques du cylindre d'air. Je n'ai donc pas à tenir compte de l'objection que fait M. Rateau, au sujet de la distance entre le courant et les parois de la chambre d'expériences.

(2) Il ajoute, il est vrai, qu'il faut « que la quantité de fluide influencé par le corps soit plus faible que celle qui sort de la buse ». Mais comment cette condition pourrait-elle être réalisée si le corps dévie le bord du courant ?

dans certains cas, de telles discontinuités. J'ai eu moi-même occasion de signaler de véritables indéterminations du coefficient : mieux encore, je pense publier prochainement les résultats obtenus avec une surface qui, à chaque incidence, entre certaines limites, présente trois coefficients dépendant de la vitesse (1). M. Rateau s'est probablement trouvé en présence d'anomalies de ce genre, soit à cause de son courant trop étroit, soit à cause de la présence des palettes : en tout cas, mes expériences sur les plaques ordinaires, pratiquement isolées dans le vent et placées dans un courant beaucoup plus large, n'ont rien donné de semblable.

### III

Dans la *Technique Aéronautique* du 15 décembre 1910, M. Riabouchinsky, directeur de l'Institut de Koutchino, a publié une critique de mon système, à laquelle j'ai répondu dans le numéro du 15 janvier 1911 de la même revue. Cette réponse se borne à observer : que les essais de M. Riabouchinsky avaient porté sur un modèle très inexact de mon installation ; que les surfaces résistantes qu'il avait placées dans ce modèle n'avaient aucun rapport avec celles que j'essaie ; enfin, que ses conclusions ne correspondaient nullement à ses propres résultats numériques. En dehors de ces points, j'indiquais, à propos de l'expérimentation dans un courant d'air, certaines conditions qui se trouvent un peu plus développées dans le dernier extrait qui précède : aussi ne ferai-je que signaler la critique de M. Riabouchinsky.

Je dois pourtant ajouter un mot, parce que M. Riabouchinsky, dans sa dernière publication (*Bulletin de l'Institut aérodynamique de Koutchino*, fascicule IV), reproduit son premier article, puis développe, à propos des mesures auxquelles je viens de faire allusion, des raisonnements et des calculs qui ne répondent aucunement à mes objections ; je ne m'arrêterai donc pas à cette nouvelle critique.

(1) La surface à laquelle je faisais allusion est l'aile n° 57 (v. p. 131).

## NOTE EXPLICATIVE

### SUR L'ÉTABLISSEMENT DES ÉPURES DES PLANCHES D'HÉLICES

---

Considérons (fig. 265) un cylindre de rayon  $R$  et une hélice  $B_0BB_1$  de pas  $H$  tracée sur sa surface. En développant le cylindre suivant le plan tangent à la génératrice  $B_0B_1$ , l'hélice se développe suivant une droite inclinée  $b_0b_1'$  et le cercle de base suivant une droite inclinée  $b_1b_1'$  de longueur  $2\pi R$ .

Le pas  $H$  de l'hélice est, par définition, la longueur  $B_0B_1 = b_0b_1$  : l'angle d'inclinaison  $\alpha$  de la droite  $b_0b_1$  et du développement du cercle est le même que l'angle que fait la tangente en un point quelconque de l'hélice avec le plan perpendiculaire à l'axe.

La surface hélicoïdale formée par les cordes des éléments successifs d'une pale d'hélice à pas constant, peut être considérée, dans le cas le plus simple, comme engendrée par une droite  $ABC$  qui se déplace en restant perpendiculaire à l'axe de l'hélice et qui s'appuie constamment sur l'axe d'une part et sur l'hélice d'autre part. Pour les propulseurs aériens, on n'utilise comme largeur de pale qu'une petite fraction  $BB'$  de la spire complète d'hélice. Sur le plan de développement dont nous avons parlé plus haut, l'arc  $BB'$  se développe suivant une petite portion de droite  $bb'$ .

Supposons maintenant que l'on coupe la surface hélicoïdale par un deuxième cylindre concentrique au premier et de rayon  $R_1 > R$ . Ce cylindre, tracé en pointillé sur la figure, découpera sur la surface hélicoïdale une nouvelle hélice  $C_0CC'$  de même pas que la première. Sur le développement, au point  $C_0$  correspondra le point  $c_0$  confondu avec  $b_0$ ; l'hélice  $C_0CC'$  se développera suivant une droite  $c_0c_0'$  plus inclinée sur le développement du cercle de base que la droite  $b_0b_1'$ .

Si l'on considère le développement  $b_0b_1'$ , le triangle rectangle  $b_0b_1'b_1$ , où les côtés de l'angle droit sont  $H$  et  $2\pi R$ , montre que l'on a :

$$H = 2\pi R \operatorname{tang} \alpha.$$

On peut évidemment placer la développée  $bb'$  en n'importe quelle

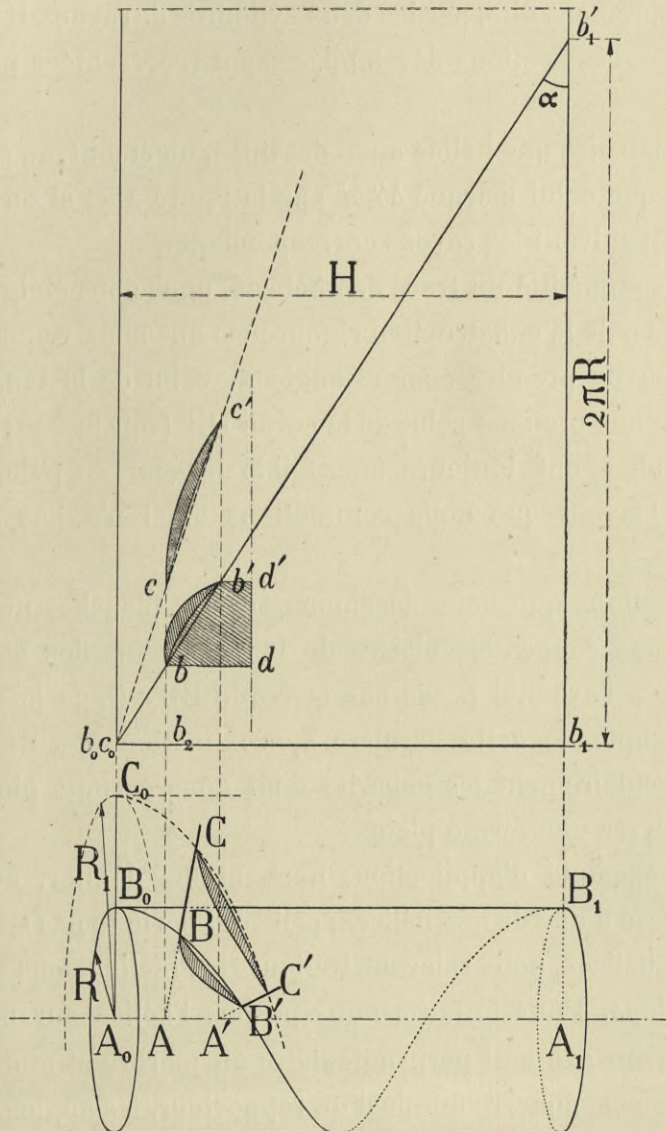


FIG. 265. — Représentation géométrique d'un hélicoïde droit.

région sur la droite  $b_0b_1'$ . Si on imagine qu'on la place dans une région telle que la distance  $bb_2$  à la droite  $b_0b_1$  d'un point quelconque de la section, par

exemple le bord d'attaque, soit égale au rayon  $R$  du cylindre correspondant à cette section, on aura :

$$b_0 b_2 = \frac{H}{2\pi}.$$

C'est ce que réalisent les tracés habituels.

Sur la figure 265, nous avons aussi représenté les sections circulaires de la pale proprement dite, par les deux cylindres de rayons  $R$  et  $R_1$ . Dans le développement, ces sections développées sont représentées par les coupes hachurées.

Pour construire une hélice ainsi dessinée, on établit, au préalable, des gabarits tels que celui marqué  $bb'dd'$  sur la figure 265, et on les recourbe circulairement suivant les rayons correspondants.

Pour la commodité du tracé des hélices, nous nous éloignons un peu, sur deux points, de la construction rigoureuse que nous venons de donner.

a) Au lieu de prendre comme angle  $\alpha$ , celui de la tangente à l'arc d'hélice  $BB'$ , nous prenons celui de la corde  $BB'$  (voir fig. 265). Comme les hélices aériennes ont toujours une faible largeur de pale, il est bien évident que l'erreur que nous commettons ainsi n'a pas d'importance pratique;

b) Les sections que nous dessinons sur les planches ne sont pas les développées des coupes circulaires de la pale, mais des sections par le plan parallèle à l'axe qui passe par la corde  $BB'$ . Dans la construction, pour tenir compte de cette dernière approximation, il suffira de ne pas recourber circulairement les gabarits dont nous parlons plus haut, mais de leur conserver une forme plane.

Comme exemple d'application, nous allons donner, avec quelques détails, le relevé d'une de nos hélices, celle qui porte le n° 11.

Pour les hélices, nous relevons toujours les inclinaisons  $\alpha$  dans quatre ou cinq sections. Pour le faire, nous posons l'hélice sur un marbre de manière que son axe soit perpendiculaire au marbre et nous relevons, à l'aide d'une fausse équerre munie d'un rapporteur, les angles  $\alpha$  de la corde de la face poussante avec le marbre.

Ainsi pour l'hélice n° 11 nous avons fait les relevés suivants :

Distances $r$ de la section à l'axe, en mètres . . . . .	0,10	0,20	0,30	0,40
Inclinaisons $\alpha$ de la corde de la section sur le marbre.	54°,0	34°,4	24°,5	18°,8

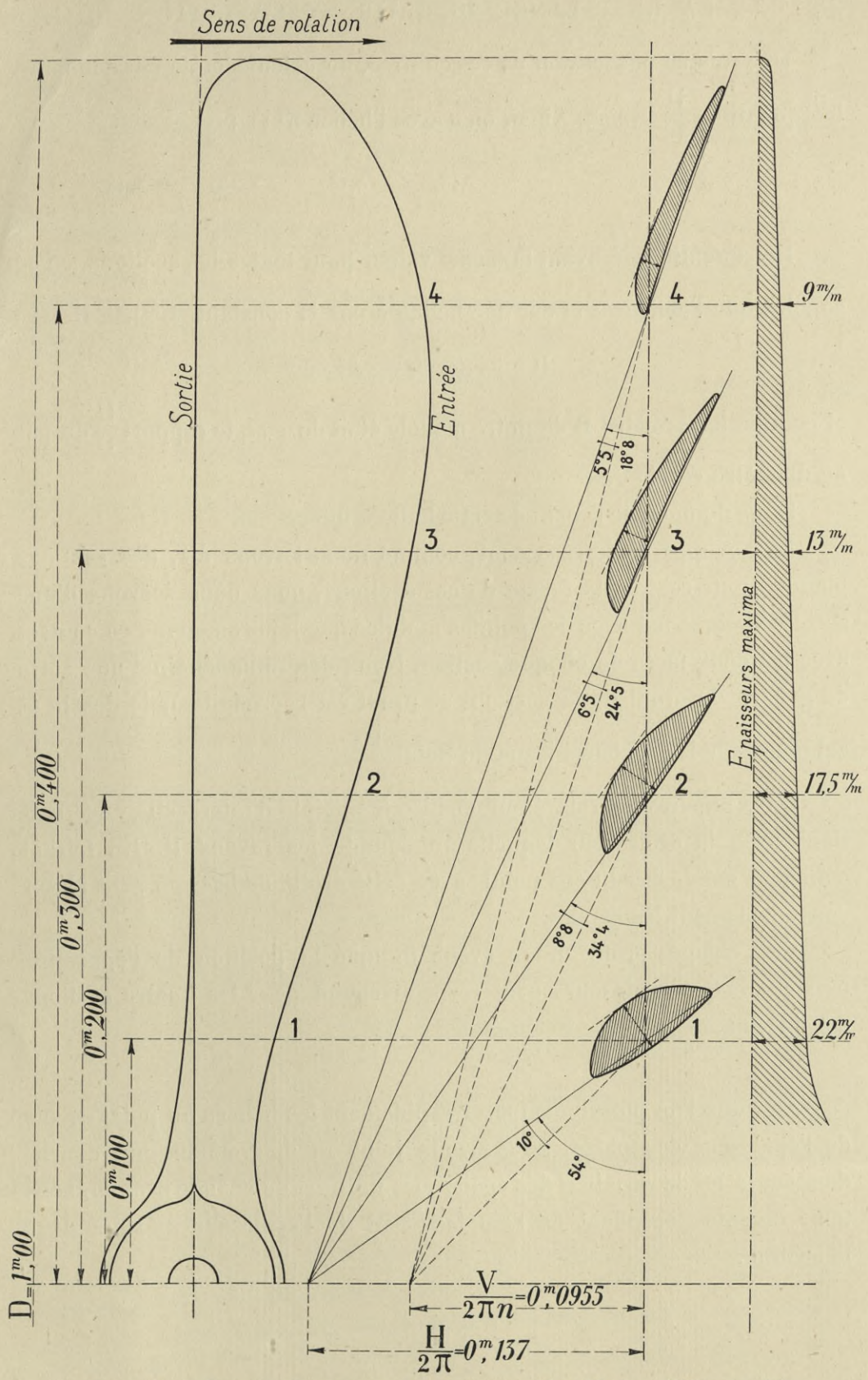


FIG. 266. — Exemple d'une épure d'un de nos modèles d'hélices (Hélice n° 11).



Une fois en possession de ces chiffres, un calcul simple fait connaître les quantités  $\frac{H}{2\pi} = r \operatorname{tg} \alpha$ . Ainsi, on a avec l'hélice n° 11 :

$$\frac{H}{2\pi} = r \operatorname{tg} \alpha . . . . . 0,137 \quad 0,137 \quad 0,137 \quad 0,137$$

Les quantités  $\frac{H}{2\pi}$  ayant la même valeur pour toutes les sections, on en conclut que l'hélice n° 11 est une hélice à pas H constant. Le pas H est :

$$H = 2\pi \times 0,137 = 0,86 \text{ m}$$

et comme le diamètre D de notre modèle était de 1 m, le rapport  $\frac{H}{D}$  du pas au diamètre est de 0,86.

Nous donnons le dessin de cette hélice, figure 266.

Les coupes hachurées sont, comme nous l'avons dit, des sections planes. Pour relever la forme de ces sections, nous nous servons d'une sorte de peigne fait avec des pointes mobiles que nous amenons en contact avec les deux faces de chaque section. Nous déterminons ainsi une sorte de gabarit du profil de la section; ce profil est reproduit sur le dessin et est placé sur les vecteurs issus du point  $\frac{H}{2\pi}$ .

On a auparavant relevé sur l'hélice les points d'intersection des sections avec la droite sur laquelle on compte les rayons R. En faisant coïncider sur le dessin ces points avec cette droite de base on peut placer convenablement les profils.

Sur chaque profil, nous avons indiqué la position de l'épaisseur maximum. Ces épaisseurs sont respectivement pour les quatre sections dessinées :

$$22 \text{ mm}, \quad 17,5 \text{ mm} \quad 13 \text{ mm}, \quad 9 \text{ mm}.$$

Afin que l'on puisse comparer rapidement les hélices au point de vue de l'épaisseur des pales, nous avons joint au diagramme une courbe donnant la loi de variation des épaisseurs maxima de chaque section, sans tenir compte cependant de l'emplacement de l'épaisseur maxima dans la section.

**Détermination des angles d'attaque des diverses sections pour un régime  $V, n$ , donné.**

A la distance  $R$  de l'axe de l'hélice, la vitesse relative de l'air et de la pale est la résultante de deux vitesses rectangulaires qui sont, en négligeant les phénomènes d'aspiration, la vitesse de translation  $V$  et la vitesse de rotation  $2\pi nR$ .

Tous les vecteurs parallèles à la vitesse relative peuvent aussi donner la direction de cette vitesse et en particulier celui qui passe par le point d'ordonnée  $R$  et d'abscisse  $\frac{V}{2\pi n}$  (fig. 267).

Si donc, sur la figure 266 on mène à partir du point  $\frac{V}{2\pi n}$  pris sur l'axe où l'on mesure les  $\frac{H}{2\pi}$ , des droites inclinées qui aboutissent aux diverses sections, ces droites représenteront les directions de la vitesse relative par rapport à ces sections, et leur inclinaison sur les droites issues du point  $\frac{H}{2\pi}$  mesureront les angles d'attaque de ces sections.

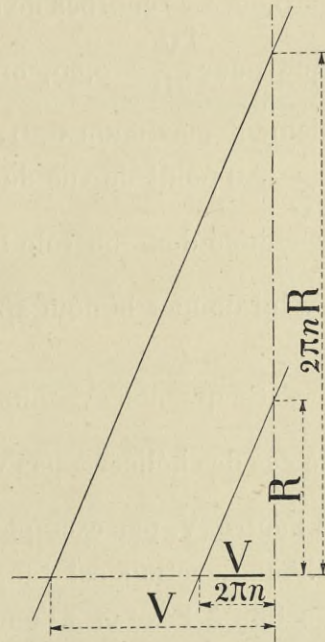


FIG. 267.

Sur la figure 266, l'exemple donné se rapporte aux conditions suivantes :

$$V = 30 \text{ m/sec}, \quad n = 3.000 \text{ t/m} = 50 \text{ t/sec (1)},$$

$$\frac{V}{2\pi n} = \frac{30}{50 \times 2\pi} = 0,0955.$$

L'abscisse  $\frac{V}{2\pi n}$  est portée à la même échelle que  $\frac{H}{2\pi}$  et que  $R$ , puisque toutes ces grandeurs sont homogènes à des longueurs.

(1) Cette vitesse peut paraître exagérée, mais cela tient à ce que nous raisonnons sur un modèle; en particulier, les  $\frac{H}{2\pi}$  que nous donnons sont, par rapport à la réalité, réduits dans la même proportion que les diamètres; il faut donc, pour conserver les angles d'attaque de la réalité, réduire les  $\frac{V}{2\pi n}$  dans la même proportion: c'est ce que l'on réalise en augmentant les nombres de tours dans un rapport inverse de celui des diamètres.

On lit à l'aide d'un rapporteur les angles suivants :

Distances $r$ de la section à l'axe, en mètres. .	0,10	0,20	0,30	0,40
Angles d'attaque correspondants . . . . .	10°,0	8°,8	6°,5	5°,5

Ces chiffres correspondent à peu près aux angles d'attaque pour le rendement maximum. En effet, on a dans l'exemple choisi  $\frac{V}{nD} = \frac{30}{50 \times 1 m} = 0,60$ . Les courbes de rendement de cette hélice (V. Pl. XXXIII) montrent que pour  $\frac{V}{nD} = 0,60$ , on a  $\rho = 0,78$ , valeur très voisine de celle du rendement maximum 0,81.

Au point de vue de l'étude du fonctionnement de l'hélice, la quantité  $\frac{V}{2\pi n}$  joue donc un rôle très important, aussi M. Drzewiecki a-t-il proposé de lui donner le nom spécial de *module*.

Ce que nous venons de dire trouve, bien entendu, son application pour le cas des hélices à pas variable, où les grandeurs  $\frac{H}{2\pi}$  varient d'une section à l'autre (V. par exemple les hélices *normales*). Dans tous les cas, le pas de chaque section est toujours mesuré par  $rtg\alpha$ ,  $r$  étant la distance de la section à l'axe et  $\alpha$  l'angle de la corde de la section et du plan perpendiculaire à l'axe.



## CONDITIONS

### DES ESSAIS DE MODÈLES AU LABORATOIRE DE M. EIFFEL

---

Ces essais sont gratuits.

Ils sont faits sur des modèles en bois soigneusement exécutés à une échelle déterminée, et dont la largeur totale (ou envergure) ne doit pas dépasser 1 m. Ces modèles seront toujours accompagnés d'un dessin exact et détaillé.

Comme le laboratoire est accessible à d'autres personnes qu'au personnel qui y est attaché, M. Eiffel ne garantit en aucune façon le secret sur les dispositions des appareils qui lui sont envoyés : si ces dispositions sont tout à fait spéciales, il est préférable qu'elles aient été déjà brevetées.

En outre, comme les essais sont faits non seulement pour rendre service aux constructeurs et aux inventeurs, mais encore dans l'intérêt général de l'aviation, M. Eiffel se réserve formellement la faculté de publier les résultats des expériences dans les comptes rendus des travaux de son laboratoire. Cette publication peut être précédée, bien entendu, de toute autre faite par l'auteur lui-même.

---



# TABLE DES MATIÈRES

---

Paragraphes.	Pages.
AVANT-PROPOS . . . . .	I
RAPPEL DES NOTATIONS EMPLOYÉES . . . . .	V

## CHAPITRE I

### INSTALLATION DU NOUVEAU LABORATOIRE D'AUTEUIL

I. — PRINCIPE DE L'INSTALLATION . . . . .	1
II. — EXÉCUTION DU LABORATOIRE . . . . .	7
1. — Bâtiments . . . . .	7
2. — Circuit de l'air . . . . .	12
III. — MÉTHODES ET APPAREILS DE MESURE . . . . .	17
1. — Vitesse du courant d'air . . . . .	17
2. — Appareil de mesure de l'effort du vent sur les surfaces . . . . .	21
3. — Positions des résultantes . . . . .	29
4. — Distribution des pressions sur les surfaces . . . . .	31
5. — Lunette de visée . . . . .	32
6. — Appareil d'essai des hélices . . . . .	34

## CHAPITRE II

### REPRÉSENTATIONS GRAPHIQUES APPLICABLES AUX AILES ET AUX AÉROPLANES

I. — MODIFICATIONS APPORTÉES AU TRACÉ DES POLAIRES . . . . .	41
II. — FAISCEAUX DE RÉSULTANTES . . . . .	43
1. — Tracé des faisceaux . . . . .	43
2. — Applications . . . . .	46
III. — POLAIRES LOGARITHMIQUES . . . . .	52
1. — Principe de la méthode . . . . .	52
2. — Détermination des échelles . . . . .	56
3. — Applications . . . . .	62
4. — Centre de gravité et gouvernail de profondeur . . . . .	73
5. — Groupe motopropulseur . . . . .	77
6. — Cas d'une trajectoire inclinée . . . . .	82

## CHAPITRE III

## ÉTUDE DE CORPS ROUNDS ET FUSELÉS

Paragraphes.	Pages.
1. — Sphères. . . . .	87
2. — Coupes hémisphériques convexe et concave. . . . .	93
3. — Cylindres dont les génératrices sont perpendiculaires au vent . . . . .	94
4. — Cylindres dont les génératrices sont parallèles au vent . . . . .	96
5. — Fils . . . . .	97
6. — Câbles . . . . .	100
7. — Montants d'aéroplanes. . . . .	101
8. — Corps fuselés. . . . .	104

## CHAPITRE IV

## AILES D'AÉROPLANES

1. — Examen des diverses ailes. . . . .	112
2. — Influence de l'épaisseur. . . . .	130
3. — Influence de l'allongement . . . . .	138
4. — Influence de la forme des bords latéraux. . . . .	142
5. — Résumé et conclusions . . . . .	144

## CHAPITRE V

## INFLUENCE MUTUELLE DES SURFACES

I. — AILES EN TANDEM . . . . .	149
1. — Dispositif type Canard. . . . .	152
2. — Tandems type « monoplan ordinaire » . . . . .	158
3. — Tandems formés par deux ailes égales. . . . .	161
4. — Comparaison des dispositifs en tandem et en biplan. . . . .	165
5. — Résistance de l'aile postérieure. . . . .	165
II. — AILES SUPERPOSÉES (BIPLANS). . . . .	174

## CHAPITRE VI

## AÉROPLANES

1. — Modèles étudiés . . . . .	185
2. — Examen détaillé d'une planche . . . . .	186
3. — Etude du fonctionnement de l'aéroplane d'après les essais du modèle . . . . .	190
4. — Etudes des différents modèles. . . . .	197
5. — Tableau résumé des principes caractéristiques des aéroplanes, d'après nos essais . . . . .	250

## CHAPITRE VII

## ACCESSOIRES D'AÉROPLANES

Paragraphes.	Pages.
1. — Roues des trains d'atterrissage . . . . .	255
2. — Flotteurs . . . . .	257
3. — Fuselages. . . . .	260

## CHAPITRE VIII

## DIRIGEABLES

1. — Nouveau dirigeable « Clément-Bayard ». . . . .	265
2. — Dirigeable « Fleurus ». . . . .	270
3. — Dirigeable « Astra-Torrès ». . . . .	274
4. — Comparaison des trois modèles essayés . . . . .	277
5. — Efforts sur les dirigeables en grandeur. . . . .	278

## CHAPITRE IX

## PRESSION DU VENT SUR LES HANGARS DE DIRIGEABLES

1. — Pression du vent sur les bâtiments. . . . .	283
2. — Pression sur les bâtiments et pression sur les modèles. . . . .	286
3. — Pression sur un modèle de hangar du type de Belfort. . . . .	289
4. — Pression sur un modèle de hangar du type de Hambourg . . . . .	299
5. — Expériences de vérification des résultats précédents . . . . .	301

## CHAPITRE X

## HÉLICES

I. — CONSIDÉRATIONS GÉNÉRALES. . . . .	303
II. — DIAGRAMMES LOGARITHMIQUES. . . . .	309
1. — Principe de la méthode. . . . .	309
2. — Caractéristique d'un groupe motopropulseur . . . . .	319
3. — Choix d'une hélice. . . . .	322
4. — Familles d'hélices . . . . .	327
III. — RÉSULTATS DES ESSAIS. . . . .	332
1. — Vitesse en avant et en arrière d'une hélice . . . . .	333
2. — Essais de familles d'hélices . . . . .	335
3. — Influence de l'épaisseur et du pas sur la déformation . . . . .	341
4. — Influence du nombre de pales. . . . .	344
5. — Hélices diverses . . . . .	348
6. — Diagramme logarithmique d'ensemble, applicable au choix d'une hélice. . . . .	351



## NOTES COMPLÉMENTAIRES

NOTE I.	— Etude comparative de surfaces au chariot électrique de Saint-Cyr et au ventilateur du laboratoire d'Auteuil. . . . .	357
NOTE II.	— Sur la « qualité motrice » de M. Louis Bréguet. . . . .	363
NOTE III.	— Recherches sur les modèles de ballons, par M. Georges Fuhrmann. . . . .	368
NOTE IV.	— Sur les formules fondamentales des hélices . . . . .	377
NOTE V.	— Sur les familles d'hélices à plusieurs paramètres variables . . . . .	380
NOTE VI.	— Sur la méthode de M. Drzewiecki pour le calcul des hélices . . . . .	383
NOTE VII.	— Réponse à diverses objections . . . . .	388
NOTE EXPLICATIVE SUR L'ÉTABLISSEMENT DES ÉPURES DES PLANCHES D'HÉLICES . . . . .		394
CONDITIONS DES ESSAIS DE MODÈLES AU LABORATOIRE DE M. EIFFEL . . . . .		401







WYDZIAŁY POLITECHNICZNE KRAKÓW

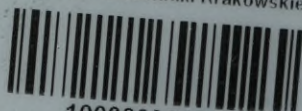
BIBLIOTEKA GŁÓWNA

III 16634  
L. inv. ....

Druk. U. J. Zm. 356. 10.000.



Biblioteka Politechniki Krakowskiej



10000301620