

Conditions d'utilisation des contenus du Conservatoire numérique

1- Le Conservatoire numérique communément appelé le Cnum constitue une base de données, produite par le Conservatoire national des arts et métiers et protégée au sens des articles L341-1 et suivants du code de la propriété intellectuelle. La conception graphique du présent site a été réalisée par Eclydre (www.eclydre.fr).

2- Les contenus accessibles sur le site du Cnum sont majoritairement des reproductions numériques d'œuvres tombées dans le domaine public, provenant des collections patrimoniales imprimées du Cnam.

Leur réutilisation s'inscrit dans le cadre de la loi n° 78-753 du 17 juillet 1978 :

- la réutilisation non commerciale de ces contenus est libre et gratuite dans le respect de la législation en vigueur ; la mention de source doit être maintenue ([Cnum - Conservatoire numérique des Arts et Métiers - http://cnum.cnam.fr](http://cnum.cnam.fr))
- la réutilisation commerciale de ces contenus doit faire l'objet d'une licence. Est entendue par réutilisation commerciale la revente de contenus sous forme de produits élaborés ou de fourniture de service.

3- Certains documents sont soumis à un régime de réutilisation particulier :

- les reproductions de documents protégés par le droit d'auteur, uniquement consultables dans l'enceinte de la bibliothèque centrale du Cnam. Ces reproductions ne peuvent être réutilisées, sauf dans le cadre de la copie privée, sans l'autorisation préalable du titulaire des droits.

4- Pour obtenir la reproduction numérique d'un document du Cnum en haute définition, contacter [cnum\(at\)cnam.fr](mailto:cnum(at)cnam.fr)

5- L'utilisateur s'engage à respecter les présentes conditions d'utilisation ainsi que la législation en vigueur. En cas de non respect de ces dispositions, il est notamment possible d'une amende prévue par la loi du 17 juillet 1978.

6- Les présentes conditions d'utilisation des contenus du Cnum sont régies par la loi française. En cas de réutilisation prévue dans un autre pays, il appartient à chaque utilisateur de vérifier la conformité de son projet avec le droit de ce pays.

NOTICE BIBLIOGRAPHIQUE

Auteur(s)	Guéret, André (18..-19..)
Titre	Notes sur les hélices aériennes : étude technique, tracé, construction, essais
Adresse	Paris : H. Dunod et E. Pinat, 1911
Collation	1 vol. (XXI-301 p.) ; 23 cm
Nombre de vues	322
Cote	CNAM-BIB 8 Ca 422
Sujet(s)	Hélices (aéronautique)
Thématique(s)	Transports
Typologie	Ouvrage
Langue	Français
Date de mise en ligne	01/10/2012
Date de génération du PDF	15/02/2022
Permalien	http://cnum.cnam.fr/redir?8CA422

Brevets

Marques-Modèles

Procès

Weismann & Marx

Ingenieurs des Arts et Manufactures
Conseils en matière de Propriété Industrielle

Téléphone
111.16

90,

Rue d'Amsterdam,
PARIS



SOCIÉTÉ

ZODIAC

Anciens Établiss^{ts} aéronautiques

M. MALLET

Téléph. : 136 Puteaux

15, route du Havre, PUTEAUX, près Paris

AÉROPLANES "Zodiac"

Le biplan type 2S
est le plus grand succès de l'année

ROBUSTES }
STABLES }
RAPIDES }
École de
pilotes
à St-Cyr

DIRIGEABLES "Zodiac"

Les seuls qui n'ont jamais éprouvé
le moindre accident

Vedettes et Croiseurs
militaires
Auto-ballons pour le
tourisme aérien, la publicité, etc.

L'organisme le plus important du monde entier pour la fabrication
du matériel aérostatisque civil ou militaire

FOURNISSEUR DU MINISTÈRE DE LA GUERRE
DU GOUVERNEMENT RUSSE, DU GOUVERNEMENT DES PAYS-BAS

P. LEVASSEUR

CONSTRUCTEUR

47, Rue d'Hauteville, 47 — PARIS-X^e

AÉROPLANES "LEVASSEUR"

Licence Fernandez exclusive



HÉLICE "LEVASSEUR"

Rendement supérieur à toute autre

École de pilotage à Juvisy

AÉRO-MANUEL

Répertoire sportif, technique et commercial de l'aéronautique

PAR

Ch. FAROUX et Et. BERNARD

In-8° 16 × 25 de xiv-550 pages, avec figures. Cartonné... 10 fr.

ÉTUDE, CONSTRUCTION, MISE AU POINT
D'AÉROPLANES

HÉLICE AÉRIENNE L. É.

F. LIORÉ et OLIVIER, Ingénieurs Construct^{rs}

4 bis, rue de Cormeille, LEVALLOIS-PERRET

CHRONOMÉTRAGE OFFICIEL
DU RECORD DU MONDE DE LA VITESSE EN CIRCUIT FERMÉ
133 kilomètres 136 à l'heure
réalisés par NIEUPORT sur son monoplan avec moteur Gnôme
muni de

L'Hélice "INTÉGRALE"

qui a toujours la préférence des meilleurs aviateurs
AUX MOMENTS DÉCISIFS

Mr. CHAUVIÈRE, Construct^r, 52, rue Servan, PARIS

LA
TECHNIQUE MODERNE
REVUE MENSUELLE ILLUSTRÉE
DES SCIENCES APPLIQUÉES A L'INDUSTRIE
AU COMMERCE ET A L'AGRICULTURE
(FONDÉE EN DÉCEMBRE 1908)

Abonnement annuel :
France, 15 fr. ; Étranger, 18 fr. ; la livraison, 1 fr. 50

RÉDACTEUR EN CHEF : **G. BOURREY**

Inspecteur de l'enseignement technique au Ministère du Commerce et de l'Industrie

La Technique Moderne est une revue *générale et pratique* qui traite de toutes les questions relatives aux applications et à la technologie des sciences :

Aéronautique, Agriculture, Architecture, Automobilisme, Chemins de fer, Chimie industrielle, Construction, Electricité, Electrochimie, Enseignement technique, Etudes économiques, Génie civil, maritime, militaire, Hydraulique, Hygiène industrielle, Industries diverses, Législation industrielle et commerciale, Mécanique, Métallurgie, Mines, Navigation, Photographie, Physique industrielle, Travaux publics, etc.

Une livraison spécimen est envoyée gratuitement sur demande adressée à ses éditeurs **DUNOD** et **PINAT**, 47 et 49, quai des Grands-Augustins, Paris.



NOTES
SUR LES
HÉLICES AÉRIENNES

OUVRAGES
SUR
L'AÉRONAUTIQUE

- Aéro-Manuel 1912**, répertoire sportif, technique et commercial de l'Aéronautique, par Ch. FAROUX, ingénieur, ancien élève de l'Ecole Polytechnique, rédacteur en chef de *La Vie Automobile*, et Et. BERNARD. In-8° (16-25) de 550 pages, avec nombreuses figures. Cartonné..... 10 fr.
- L'Épopée aérienne**, par L. MARCHIS. Album in-4 oblong (25-36) de 108 pages, avec 227 figures; 1910. Cart. 9 fr. 50. Broché. 8 fr. Le même album avec 5 planches démontables en couleurs :
Cartonné, 29 fr. 50. Broché..... 28 fr.
Les planches démontables sont vendues séparément :
- Monoplan Blériot XI**
Biplan Voisin
Biplan Wright
Dirigeable Zeppelin
Dirigeable Parseval } Chaque planche..... 4 fr. 50
- Cours d'Aéronautique**, professé à la Faculté des Sciences de Paris, par L. MARCHIS, titulaire de la chaire d'Aviation, 1^{re} Partie : *Statique et dynamique des ballons. Résistance de l'air.* In-8 (20-26), de 460 pages autographiées, avec 121 fig.; 1910. Broché..... 17 fr. 50
- 2^e Partie : *Aérostation, Etoffes, Soupapes, filets de ballons. Aviation. Lois expérimentales.* Résistance de l'air, expériences récentes de MM. G. EIFFEL et PRANDLT. In-8 (20-26) de 263 pages, autographiées, avec 80 figures; 1911..... 12 fr.
- Bases et Méthodes d'Etudes Aérotechniques**, par L. VENTOU-DUCLAUX, ingénieur au Laboratoire d'essais de l'A. C. F., membre de la Commission de réception de la flotte aérienne russe, et M. ROBERT, licencié ès sciences. In-8 (14 × 22,5) de VIII-572 pages, avec 138 figures. Cartonné, 16 fr. 50. Broché..... 15 fr.
- Manuel de l'Aviateur Constructeur**, par M. CALDERARA, lieutenant de vaisseau de la marine italienne, et P. BANET-RIVET, Professeur agrégé de Physique au Lycée Michelet. 2^e édition, revue et notablement augmentée. In-8 (12-18) de 320 pages, avec 170 figures; 1910. Cartonné, 6 fr. 50. Broché..... 5 fr.
- Théorie et pratique de l'aviation**, par V. TATIN. In-8 de VIII-320 pages, avec 74 figures (1910). Broché, 6 fr. Cart.... 7 fr. 50

— VIII —

- Les oiseaux artificiels**, par François PEYREY, avec une préface de Santos-Dumont. In-8 (14-22,5) de xvi-666 pages, avec 255 fig., couverture en 3 couleurs, par Mich; 1909. Cartonné, 13 fr. 50. Broché..... 12 fr. 50
- La flotte aérienne**. Résistance de l'air et construction de navires aériens, par L. MARCHIS (fait partie de la Bibliothèque de *La Technique Moderne*). In-4 (32-25) de 48 pages, avec 148 figures. 1910. Broché..... 3 fr.
- L'Aviation**. Conférences faites en 1909 à la Société d'Encouragement pour l'Industrie nationale, par le commandant RENARD. In-4 (22,5-28) de vii-183 pages, avec 74 fig. 1909. Broché. 5 fr.
- Étude de la Stabilité de l'Aéroplane**, Thèse pour le doctorat présentée à la Faculté des Sciences de l'Université de Paris, par G. DE BOTHEZAT, avec une préface de P. PAINLEVÉ, Membre de l'Institut. In-8 de x-192 pages, avec 32 figures (1911). Broché..... 10 fr.
- Le Vol naturel et le Vol artificiel**, par Sir HIRAM S. MAXIM. Traduit par le lieutenant-colonel G. Espitallier. In-8 (15-22,5) de xx-240 pages, avec 104 fig.; 1909. Cart. 7 fr. 25. Broché. 6 fr.
- Comment volent les Oiseaux. Le vol ramé**, par R. DESMONS, ingénieur. In-8 (14-22,5) de x-144 pages, avec 58 figures; 1910. Broché..... 4 fr.
- Le vol plané**, par J. BRETONNIÈRE, sous-ingénieur des Ponts et Chaussées en retraite. In-8 (14-22,5) de 32 pages, avec 3 planches hors texte; 1909. Broché..... 1 fr. 50
- Études sur les surfaces portantes en Aéroplanie**, par L. et E. TARIEL. In-8 (14-22,5) de vi-62 pages, avec 33 figures; 1909. Broché..... 2 fr. 50
- Stabilité des Aéroplanes : Surface métacentrique**, par M. BRILLOUIN. In-4 (32-22) de 76 pages, avec fig.; 1910. Broché. 3 fr. 50
- Étude sur les Hélices propulsives**, par E. PRAYON, ingénieur. In-8 de xvi-92 p. avec 2 pl. hors texte; 1910. Broché.. 3 fr. 75
- Les moteurs d'Aviation**, par G. LUMET, ingénieur. In-8 (16-25) de 100 pages avec 24 figures; 1910. Broché..... 4 fr. 50
- Essais et réglage des moteurs**, par G. LUMET, ingénieur des Arts et Manufactures. Moteurs à mélange tonnant utilisés pour la locomotion. *Cours de l'Ecole Supérieure d'Aéronautique et de Construction mécanique*. In-8 (14-22,5) de 185 pages, avec 26 figures. Broché 3 fr. 25
- Édition spéciale à l'usage des élèves de l'École Supérieure d'Aéronautique comprenant une page blanche en face de chaque page de texte**; 1910. Broché..... 4 fr. 75

— IX —

Les Aéromobiles , par R. GOLDSCHMIDT, docteur ès sciences attaché aux Universités de Bruxelles et de Berlin. Préface de M. E. SOLVAY. In-8 (16 × 25) de viii-422 pages, avec 427 figures.	
Broché	10 fr.
Les Ascensions en Ballon libre. Guide l'Aéronaute-Pilote , par le commandant P. RENARD. In-8 (12-18) de 228 pages, avec 72 figures ; 1910. Cartonné, 5 fr. 50; Broché	4 fr.
Recherches expérimentales sur la Résistance de l'Air exécutées à la Tour Eiffel , par Gustave EIFFEL. In-4 (25-32) de 98 pages, avec 20 figures et 20 planches ; 1908. Cartonné.....	16 fr.
La résistance de l'Air. Examen des formules et des expériences , par E. EIFFEL. In-4 (14-22,5) de viii-256 pages, avec 79 figures; 1910. Cartonné, 6 fr. 75; Broché.....	5 fr. 50
Dictionnaires techniques illustrés en 6 langues (français, allemand, anglais, russe, italien, espagnol), 10 ^e volume : automobiles et canots automobiles, dirigeables et aéroplanes, par R. URTEL, ingénieur. In-16 (11-18) de xvi-996 pages, avec 4800 figures; 1910. Cartonné.....	17 fr. 50
Agenda Construction Automobile , par M. C. FAVRON, 1 ^e volume (12-18) de 600 pages environ, avec nombreuses figures; 1911. Relié mouton souple.....	3 fr.

COMMISSION PERMANENTE INTERNATIONALE
D'AÉRONAUTIQUE

3^e Congrès d'Aéronautique (Milan, octobre 1906). Rapports et Mémoires publiés par la Commission permanente internationale. In-8 (16-25) de 240 pages, avec figures et planches ; 1907. Broché.....	8 fr.
Session extraordinaire de Bruxelles . Procès-verbaux et comptes rendus des travaux de la session tenue du 12 au 15 septembre 1907. In-8 (16-25) de 198 pages, avec figures et planches ; 1910. Broché.....	7 fr.
4^e Congrès international d'Aéronautique (Nancy, 18-23 septembre 1909). Procès-verbaux, rapports et mémoires publiés par la Commission permanente internationale. In-8 (16-25) de 480 pages avec figures, 1 planche et 1 carte hors texte ; 1909. Broché.....	8 fr.

Ces ouvrages sont en vente à la
Librairie H. DUNOD & E. PINAT
47 et 49, Quai des Grands-Augustins, PARIS
qui adresse sur demande un prospectus détaillé de chacun d'eux

LA VIE AUTOMOBILE

EST

LA PLUS DOCUMENTÉE

LA PLUS RÉPANDUE

LA PLUS AUTORISÉE

DES REVUES DE LOCOMOTION

*Par la valeur de ses rédacteurs, par l'indépendance
de sa ligne de conduite, elle est indispensable à tous ceux
qui s'intéressent aux multiples applications du Moteur
à explosions*

ABONNEMENTS :

France..... 20 francs par an | Étranger..... 25 francs par an

RÉDACTION & ADMINISTRATION :

47 & 49, Quai des Grands-Augustins, PARIS-6^e

LA TECHNIQUE AUTOMOBILE ET AÉRIENNE

Supplément mensuel de LA VIE AUTOMOBILE

ABONNEMENTS :

France..... 10 francs par an | Étranger..... 12 francs par an

Prix spécial pour les abonnés de LA VIE AUTOMOBILE

5 FRANCS PAR AN

BULLETIN D'ABONNEMENT

A retourner à l'Administration du Journal, Quai des Grands-Augustins, 47 et 49

Je soussigné (1)

déclare m'abonner à "La Vie Automobile" pour un an à dater du 1^{er} (2) et désire qu'une traite du montant de cet abonnement me soit présentée le 5 du mois suivant à l'adresse ci-dessus.

(ou) à l'adresse suivante

Vade-Mecum de "La Vie Automobile"

Comment on reconnaît une Voiture Automobile.
Principes et Recettes.

Règle Favron.

Vade-Mecum des "Transports par Omnibus Automobiles".
Carte de route de "La Vie Automobile".

qui me sera envoyée gratis et franco.

A _____, le _____ 19_____

(SIGNATURE)

(1) Nom et adresse très lisibles.

(2) Désignation du premier mois de l'abonnement.

NOTES

SUR LES

8^e Ca. 422

HÉLICES AÉRIENNES

ÉTUDE TECHNIQUE

TRACÉ — CONSTRUCTION
ESSAIS

PAR

ANDRÉ GUÉRET

INGÉNIEUR DES ARTS ET MANUFACTURES

RÉDACTEUR TECHNIQUE A « LA VIE AUTOMOBILE »

A « LA TECHNIQUE AUTOMOBILE ET AÉRIENNE », ETC.

BIBLIOTHÈQUE
DU CONSERVATOIRE NATIONAL
des ARTS & MÉTIERS

No du Catalogue *8^e Ca 422*
Prévu le *1^{er} juillet 1911* : *8540*
Edition, le *31 Xbre 1911.*

PARIS

H. DUNOD ET E. PINAT, ÉDITEURS

49, QUAI DES GRANDS-AUGUSTINS, 49

1911

*Tous droits de reproduction, traduction et adaptation
réservés pour tous pays*

PRÉFACE

Les études tant théoriques qu'expérimentales sur les hélices aériennes se sont multipliées dans ces dernières années. Après les beaux travaux du colonel Ch. Renard sur les essais d'hélices au point fixe ; après les tentatives théoriques intéressantes du capitaine Ferber pour étendre aux hélices propulsives les formules établies à Chalais-Meudon pour les hélices sustentatrices ; nous voyons paraître les remarquables études de M. Drzewiecki, qui s'efforce de déduire les propriétés de l'hélice de considérations relatives aux actions de l'air sur un plan mince. Cependant quelques ingénieurs mettent en doute la légitimité d'une telle théorie intégrale; ils prétendent que, à l'exemple du colonel Ch. Renard, l'expérience doit seule nous apprendre le mode de fonctionnement de l'hélice et nous guider dans la voie des perfectionnements capables d'augmenter le rendement de cet organe si important des aéro-

**

planes. Il est certain qu'un grand nombre de théories de l'hélice sont incomplètes et ne rendent compte que d'une manière éloignée des phénomènes observés ; mais de là à décréter la faillite de la théorie, il y a, nous semble-t-il, une grande exagération. Celle-ci peut en effet nous renseigner sur l'allure générale des phénomènes qui accompagnent le mouvement de l'hélice dans l'air. Ce qui le prouve bien, c'est la belle étude que M. R. Soreau a présentée, il y a quelques mois, à la Société des Ingénieurs civils ; grâce à une conception nette de l'aérodynamique, grâce à une interprétation sage des résultats de l'expérience, le savant ingénieur a réussi à donner une doctrine saine et suggestive, capable d'influer sur les recherches expérimentales qui se poursuivent plus particulièrement depuis quelques mois.

Parmi celles-ci, il convient de noter en toute première ligne les travaux de M. le capitaine Dorand à Chalais-Meudon ; grâce à de telles études entreprises avec la sagacité et l'élégance que le colonel Ch. Renard avait su communiquer à ses élèves, nous ne tarderons pas à être renseignés sur la meilleure hélice qui convient à un type d'appareils ou à un mode de fonctionnement. Dès maintenant on peut établir sans trop d'aléa et d'une manière raisonnable un projet d'aéroplane et se rendre

compte jusqu'à un certain point de l'hélice qui convient à des conditions données, qui est idoine à un type d'appareil. La concordance des résultats obtenus par le capitaine Dorand avec les recherches de laboratoire exécutées par M. Eiffel est d'une importance capitale au point de vue de ces études. A Chalais-Meudon on opère en déplaçant dans l'air libre une hélice; chez M. Eiffel on fait tourner un modèle dans le courant d'air produit par un ventilateur. Or le premier mode expérimental est beaucoup plus délicat que le second; il demande des circonstances atmosphériques favorables, un vent d'une vitesse très faible; il est donc d'une application longue et difficile. Au contraire la méthode du laboratoire est applicable par tous les temps; elle donne rapidement un très grand nombre de résultats très importants au point de vue des progrès de l'aérodynamique et de l'aviation.

Grâce à toutes ces études, l'étude de l'hélice fait chaque jour des progrès considérables. Aussi était-il nécessaire de présenter d'une manière didactique l'état actuel de la question. C'est ce qu'a fait avec bonheur M. André Guéret dans le livre qu'il publie aujourd'hui. Sous le titre modeste de « Notes sur les Hélices Aériennes », l'auteur nous présente une étude théorique, expérimentale et technique bien pensée et bien composée. La lecture de cet ouvrage

s'impose à tous ceux qui veulent se tenir au courant de la question, qui se proposent non seulement de connaître la théorie aérodynamique de l'hélice, mais encore son mode de construction.

L. MARCHIS,

Professeur d'Aviation à la Faculté
des Sciences de Paris.

AVANT-PROPOS

Ces *Notes sur les hélices aériennes* ont été publiées déjà sous ce nom dans la *Technique automobile et aérienne*; nous les avons complétées, remaniées, retouchées sur bien des points et mises tout à fait au courant de l'actualité; nous espérons que sous cette forme elles intéresseront le technicien et le praticien. Le technicien y trouvera une méthode d'exposition simple, serrant de près la réalité, des formules exactes et pratiques, tenant compte de presque toutes les circonstances de fonctionnement, des épures d'hélices construites, nombre de tracés différents, etc. Le praticien sera documenté par de nombreux résultats d'essais, une grande quantité de chiffres pratiques, les procédés les meilleurs employés dans la construction, l'équilibrage, les essais, etc.

La question des hélices aériennes est en effet loin d'être épuisée, des essais effectués récemment avec la plus grande exactitude sur des aéroplanes en marche, c'est-à-dire dans les conditions même de leur fonctionnement ont montré que la meilleure hélice et la mieux appropriée à un aéroplane donné, n'utilisait que 0,75 de la puissance du moteur. Nos hélices actuelles peuvent donc être considérablement améliorées.

Notre étude technique repose sur l'emploi universellement admis aujourd'hui de la théorie de l'angle d'attaque préconisée par l'éminent ingénieur Drzewiecki, elle tient compte de l'allongement de la section transversale de l'ailette et du frottement de l'air; nos formules ont ainsi un caractère complet qui manque d'ordinaire à beaucoup de celles employées.

L'étude de la résistance à la pénétration du bord de l'aile, du frottement de l'air et de sa viscosité, de l'action de l'inertie et de la force centrifuge sur l'air est faite d'une manière complète dans cette théorie; les recherches de la meilleure vitesse d'avancement et de la meilleure vitesse de rotation, du recul optimum, du meilleur angle d'attaque, etc. ont été particulièrement soignées. L'efficacité, la puissance, les hélices semblables, la qualité, l'angle d'attaque, le rendement, le recul, la surface optima figurent également dans ce traité. Nos études ont porté aussi sur la forme de l'ailette, le nombre de pales, la résistance, l'équilibrage, l'influence du vent latéral, les effets gyroscopiques, les efforts de torsions périodiques dus aux explosions motrices, le rôle de l'hélice comme volant, etc.

Les méthodes indiquées pour le tracé sont toutes très simples suivant la forme de l'hélice à fraction de pas constante ou variable, à génératrice rectiligne ou courbe, les hélices irrégulières, etc. Nous avons donné de plus un certain nombre d'épures relevées sur des hélices existantes ainsi que la manière de les faire; leur utilité est incontestable en tant que documentation.

Les procédés de construction ont été pour nous l'objet de soins particuliers, car ils sont en général

ignorés du public et présentent cependant un intérêt capital; le choix des bois, le traçage, le découpage, le collage, la rectification, l'équilibrage, l'entoilage, etc., sont tour à tour étudiés.

Enfin nous donnons quelques renseignements sur la méthode à employer pour effectuer les essais au point fixe, au tunnel et en marche, et nous terminons par un certain nombre de résultats pratiques.

Nous n'avons pas la prétention d'avoir exposé ainsi d'une manière complète, la question des hélices aériennes, il faudrait en effet pour cela des volumes entiers ; mais nous avons cependant l'espérance que notre contribution, si modeste soit-elle, à l'étude des hélices aériennes, aura un caractère pratique et documentaire pouvant intéresser le lecteur et peut-être lui servir ; nous jugerons alors notre tâche accomplie.

L'AUTEUR.

LES HÉLICES AÉRIENNES

PREMIÈRE PARTIE

CHAPITRE I

1. Hélice géométrique. — On appelle hélice géométrique à base circulaire, *la courbe obtenue par enroulement d'une droite oblique, sur un cylindre de révolution (fig. 1)*. C'est la courbe la plus connue et

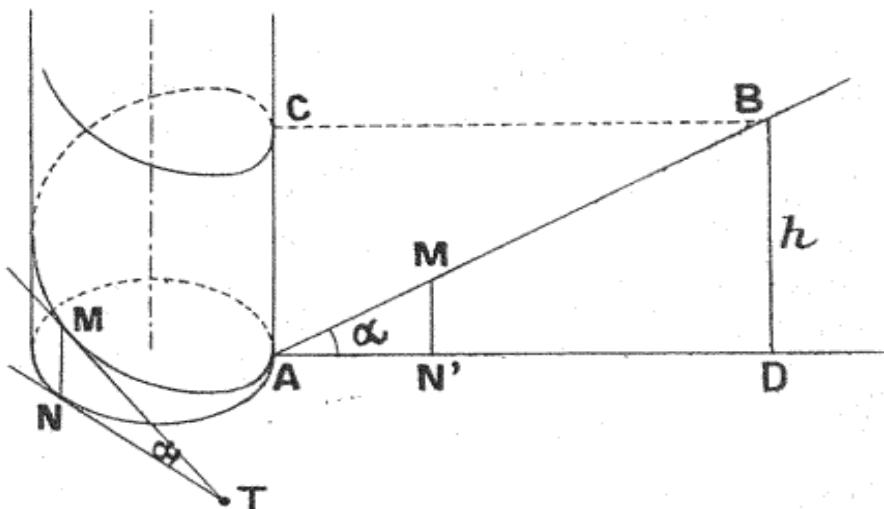


FIG. 1. — Hélice géométrique.

qui sert fréquemment à définir une surface hélicoïdale. On peut également la définir de la manière suivante : c'est *la courbe qui fait un angle constant avec les génératrices d'un cylindre*.

On dira que c'est une *hélice géométrique à base circulaire et à développée droite*, ou *hélice régulière*. Si r est le rayon du cercle de base, on a :

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{h}{2\pi r},$$

h étant le *pas*, ou distance verticale entre deux points consécutifs situés sur une même génératrice du cylindre ; l'arc d'hélice AC constitue une *spire*.

Un point M de la courbe se projette en N sur la base et se développe en M' ; de telle sorte que :

$$\frac{M'N'}{h} = \frac{AN'}{2\pi r},$$

soit :

$$\frac{M'N'}{AN'} = \frac{h}{2\pi r} = \operatorname{tg} \alpha,$$

ou : le rapport entre l'ordonnée d'un point et son abscisse curviligne est constant et égal à $\operatorname{tg} \alpha$.

Les tangentes en différents points de l'hélice géométrique rencontrent le plan de base sous un angle constant : α ; on démontre en effet facilement que :

$$NT = \widehat{\text{arc } NA} = AN';$$

les deux triangles MNT et AM'N' sont donc égaux et par suite l'angle en T est constant et égal à α .

Suivant que l'enroulement de la droite s'effectue dans le sens des aiguilles d'une montre ou en sens inverse, l'hélice est dite *à droite* ou *à gauche*.

2. — On peut également obtenir une hélice géométrique à base circulaire *par enroulement d'une courbe quelconque*, à condition qu'elle soit plane, sur un cylindre de révolution. Ce sera ici une *hélice à développée courbe* : celle-ci pouvant être un arc de cercle, de parabole, d'ellipse, d'hyperbole, etc., et constituant une *hélice irrégulière*. Elles servent pour la définition et

le tracé de l'hélice « Normale » de Ratmanoff par exemple, et pour la plupart des hélices marines.

3. — Surface hélicoïdale.— Une surface hélicoïdale à génératrice *orthogonale* au cylindre est déterminée par le déplacement d'une droite MP perpendiculaire à l'axe, le point M se mouvant sur une hélice géométrique.

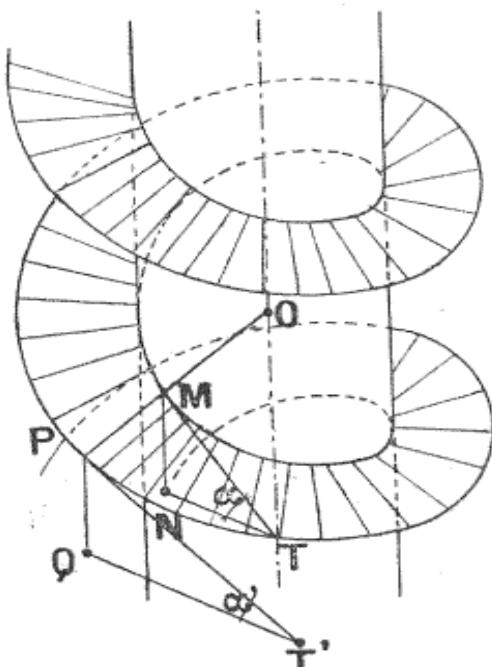


FIG. 2. — Surface hélicoïdale droite.

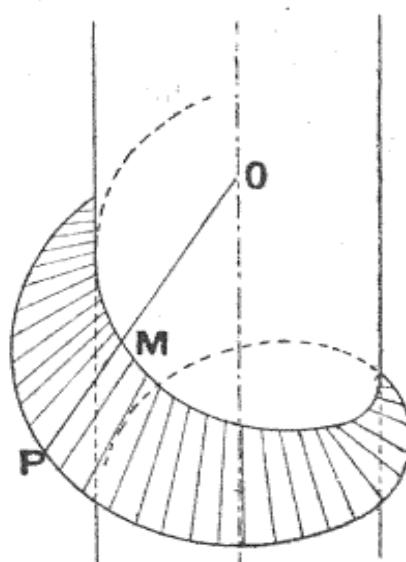


FIG. 3. — Surface hélicoïdale oblique.

trique (fig. 2). La droite MP est la *génératrice*, l'hélice géométrique la *directrice*.

Les deux points M et P, se déplaçant en même temps, décrivent dans l'espace deux hélices de même pas h , on aura donc :

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{h}{2\pi \times \overline{OM}} \quad \text{et} \quad \operatorname{tg} \alpha' = \frac{h}{2\pi \times \overline{OP}}.$$

Comme $OP > OM$, l'angle d'inclinaison à l'extrémité d'une aile d'hélice découpée dans cette surface hélicoï-

dale, est toujours plus petit que l'angle d'inclinaison à l'origine.

Si la droite MP était *oblique* à l'axe du cylindre, on aurait une *surface hélicoïdale oblique* (*fig. 3*) ayant d'ailleurs la même propriété géométrique. Ces deux surfaces hélicoïdales fréquemment employées dans la construction des hélices propulsives, ne sont *pas développables*, c'est-à-dire ne peuvent être appliquées sur un plan sans déchirure, ni duplication.

4. — Il existe un type de *surface hélicoïdale développable*; elle doit être réglée, c'est-à-dire engendrée par une droite et, de plus, il faut que deux de ses génératrices

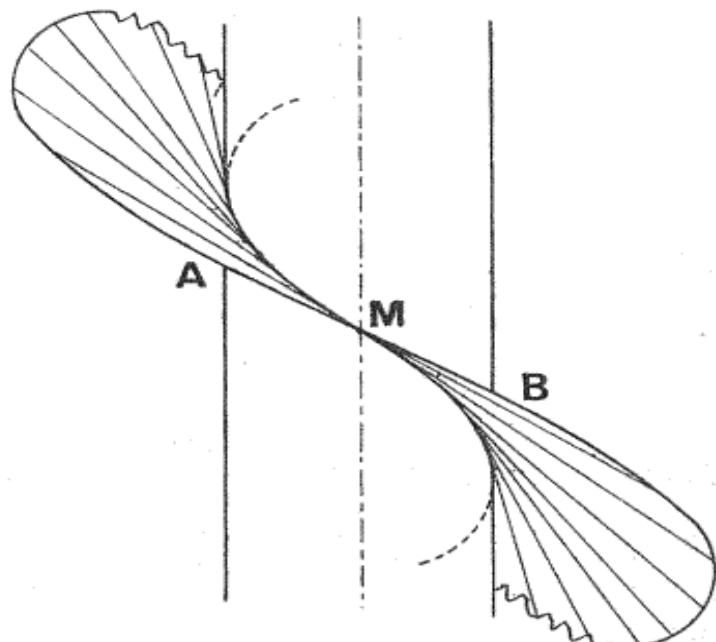


FIG. 4. — Hélicoïde développable.

trices infiniment voisines soient dans un même plan, par conséquent, que la tangente à la directrice menée au point de contact d'une génératrice se confonde avec celle-ci.

La surface engendrée par la tangente AB en un point M à une hélice régulière directrice et se déplaçant sur cette hélice, est développable (*fig. 4*). La surface hélicoïdale à génératrice perpendiculaire à l'axe est dite à *plan directeur*, car toutes ses génératrices sont parallèles à un plan ; celle à génératrice oblique à l'axe est dite à *cône directeur*, car chaque génératrice est parallèle à une génératrice d'un cône.

Dans le cas de la figure 4, toutes les tangentes à l'hélice directrice sont génératrices et parallèles au cône directeur ; cette surface est, comme les précédentes, limitée par un cylindre concentrique au cylindre de la directrice.

5. — La génératrice peut être une courbe plane dont le plan passe ou non par l'axe de la directrice ; on obtient alors une *surface hélicoïdale irrégulière* ; cette courbe peut aussi ne pas être plane.

La *directrice* a été jusqu'à présent une hélice géométrique à base circulaire ; elle peut aussi bien être une hélice irrégulière dont la *développée est une courbe quelconque*, et l'on peut combiner cette directrice avec tous les types de génératrices : droite, perpendiculaire, ou oblique, ou dans un plan différent de l'axe, courbe quelconque plane ou non, son plan peut être, s'il y a lieu, orienté d'une manière quelconque.

On arrive ainsi à concevoir une très grande variété de surfaces hélicoïdales possibles, surfaces développables ou non, et jouissant quelquefois de propriétés géométriques très remarquables, mais dont nous ne pourrions parler ici sans sortir du cadre de cet ouvrage.

6. — Aile de propulseur hélicoïdal. — Ces différents types de surfaces peuvent servir à caractériser la

surface active, ou *intrados* (fig. 5) de l'ailette d'un propulseur : le dos de l'aile sera appelé *extrados*. L'extrados a un rôle passif, mais qui cependant ne doit pas

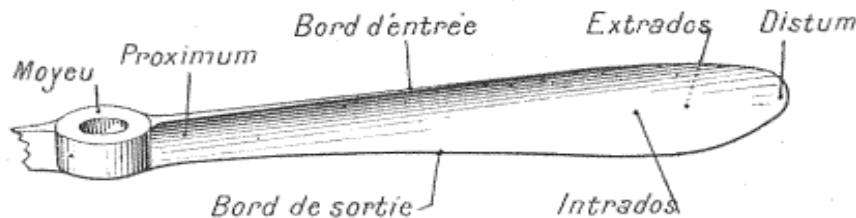


FIG. 5.

être nuisible ; en particulier il ne doit pas causer de remous, ni créer une résistance supplémentaire à la rotation.

La naissance de l'aile sera appelée *proximum*, ou point d'attache sur le *moyeu*, dans lequel est fixé l'*axe* du propulseur ; l'extrémité de l'aile sera désignée par le mot *distum*.

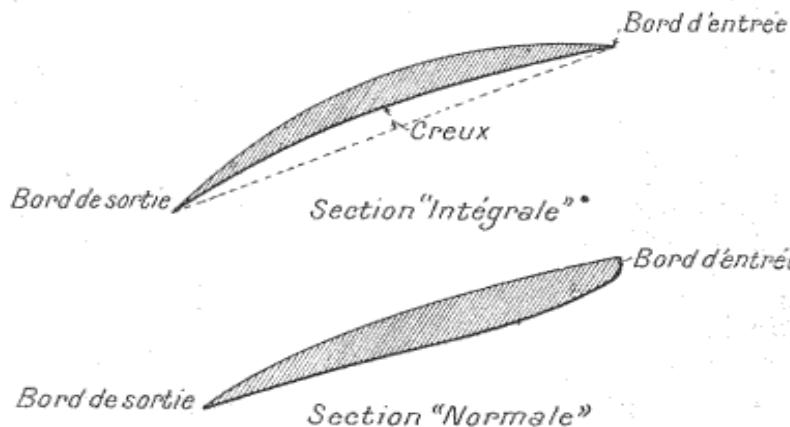


FIG. 6.

Le bord du contour de l'aile qui attaque l'air est appelé *bord d'entrée*, le côté opposé est le *bord de sortie* des filets d'air.

Enfin l'aile présente différentes caractéristiques, telles

que l'*épaisseur*, qui en général décroît du proximum au distum, et croît, puis décroît du bord d'entrée au bord de sortie, le maximum se trouvant du tiers au quart de la section à partir du bord d'entrée.

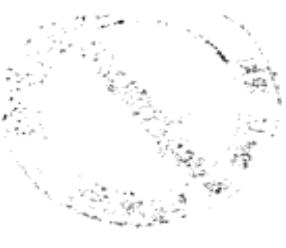
Enfin, une dernière caractéristique est le *creux* que l'on donne à l'intrados de l'aile dans un certain but; les hélices « Normales » en sont dépourvues et ont un intrados complètement plat; c'est une intéressante disposition, que nous étudierons plus loin; les hélices « Intégrales » ont, au contraire, un creux assez marqué (fig. 6).

7. — Au point de vue des hélices en bois seulement, celles-ci peuvent être classées en hélices à *fraction de pas constante* et à *fraction de pas variable*; c'est-à-dire que les premières ont leurs deux bords d'entrée et de sortie dans deux plans parallèles perpendiculaires à l'axe, la distance de ces deux plans étant l'épaisseur du moyeu; leur prototype est l'Intégrale. Les secondes sont tracées, au contraire, d'une manière toute différente, et leurs deux bords se projettent sur un plan parallèle à l'axe, suivant deux courbes qui tendent à se couper vers le distum; le modèle d'hélice de ce genre est l'hélice « Normale ».

Un propulseur peut être également caractérisé par le *nombre de ses ailes*, le plus souvent les hélices d'*aéroplanes* sont à *deux ailes*, elles sont d'ailleurs infiniment plus simples à construire que les hélices à trois, quatre, cinq branches, comme nous le verrons plus loin; plusieurs *dirigeables* ont des hélices à *plus de deux branches*.

Enfin les hélices peuvent être classées en *hélices propulsives* et *hélices sustensives*; les *hélices sustensives* ne sont applicables qu'à l'hélicoptère, qui n'est pas encore un appareil d'aviation pratique et qui ne donne que la

sustentation, c'est-à-dire le départ de pied ferme, mais sans aucune *propulsion*. Or un mode de locomotion, quel qu'il soit, et en particulier un navire aérien, doit permettre de se déplacer à la surface de la terre ; par suite, la propulsion horizontale à grande vitesse doit être le seul but visé, ce but n'est nullement rempli par l'hélicoptère. Nous considérerons donc cet appareil comme dépourvu d'intérêt pratique actuel, et nous n'étudierons dans cet ouvrage que les *hélices propulsives*.



CHAPITRE II

3. — Notations. — Nous supposerons dans tout ce qui va suivre que la surface de l'ailette est découpée par une série de plans parallèles ou sensiblement parallèles, orthogonaux à la ligne des centres de poussée et parallèles à l'axe. Ces plans découpent dans la surface de l'ailette, des sections : une section comprise entre deux de ces plans est supposée de contour rectangulaire ; il suffira pour cela que les deux plans qui la limitent soient suffisamment rapprochés.

Nous emploierons les notations suivantes :

d , diamètre de l'hélice ;

p_0 , pas de la surface hélicoïdale pour un rayon donné ρ ;

p_{0m} , pas moyen de l'hélice ;

f , fraction du pas total ou longueur d'avant en arrière ;

$b = fp_{0m}$, épaisseur du moyeu ;

$h = \frac{p_{0m}}{d}$, rapport du pas au diamètre ou pas relatif ;

p , pas de l'hélice trajectoire d'un point du propulseur ;

a , largeur spécifique de l'ailette pour une section ;

l , largeur d'une section ;

m , épaisseur d'une section ;

$k = \frac{m}{a}$, coefficient d'allongement d'une section ;

q , creux d'une section ;

r , distance au bord d'attaque du maître-couple d'une section ;

$\varphi = \frac{p}{2\pi}$, module ;

s , surface d'une section ;

- v , nombre d'ailettes;
 S , surface totale de l'ailette;
 $S_t = Sv$, surface totale de l'hélice;
 α , angle d'attaque d'une section;
 β , inclinaison d'une section;
 ρ , rayon déterminant une section;
 g , accélération due à la pesanteur;
 δ , densité de l'air;
 K , coefficient de la résistance de l'air;
 R , pression au centre de poussée de l'ailette;
 N , composante normale de R ;
 F , composante tangentielle de R ;
 $\varphi = \frac{F}{N}$, rapport des deux composantes;
 Q , poussée pour une section;
 M , trainée pour une section;
 P , poussée totale pour une ailette;
 T , trainée totale pour une ailette;
 P_t , poussée totale de l'hélice;
 T_t , trainée totale de l'hélice;
 ω , vitesse angulaire;
 n , nombre de tours par seconde;
 V , vitesse périphérique d'une section;
 V' , vitesse relative d'une section par rapport à l'air;
 v , vitesse d'avancement réel, correspondante à p ;
 v_0 , vitesse fictive d'avancement correspondant à p_0 ;
 $v' = v_0 - v$, vitesse de recul de l'air refoulé;
 v'' , vitesse propre de l'air en sens inverse de la poussée motrice;
 $v''' = v - v''$, vitesse d'avancement de l'hélice par rapport au sol;
 \mathcal{P} , puissance absorbée en chevaux;
 \mathcal{G} , travail fourni sur l'arbre;
 \mathcal{G}' , travail disponible;
 $E = \frac{P_t}{\mathcal{G}}$, efficacité de Renard;
 $L = \frac{P_t^3}{\mathcal{G}^2}$, puissance de l'hélice;
 $e = \frac{P_t^3}{\mathcal{G}^2 S_t}$, efficacité de Wellner;
 U , qualité des ailes d'une hélice;
 η_1 , rendement de construction;
 η_2 , rendement d'appropriation;
 η , rendement effectif en marche

- λ , recul ;
 H_0 , pression atmosphérique ;
 τ , température absolue de l'air ;
 Φ , frottement par unité de surface ;
 b_1 , coefficient de frottement de l'air ;
 γ , coefficient de correction de $\frac{\cos \alpha}{f(\alpha)}$;
 I , moment d'inertie de la section de l'ailette au centre de poussée ;
 I' , moment d'inertie de l'hélice par rapport à un plan médian passant par son axe ;
 Π' , poids de l'hélice ;
 Π'' , poids des organes moteurs en mouvement circulaire ;
 $\Pi = \Pi' + \Pi''$, poids total de l'hélice et des organes tournants ;
 N , nombre de cylindres du moteur ;
 H , effet gyroscopique sur l'hélice dans les virages.

9. — Résistance à la pénétration du bord de l'aile. — Cherchons d'abord ce qui se passe dans le mouvement orthogonal d'une surface S. Soit H_0 la pression de la masse d'air dans laquelle se déplace la

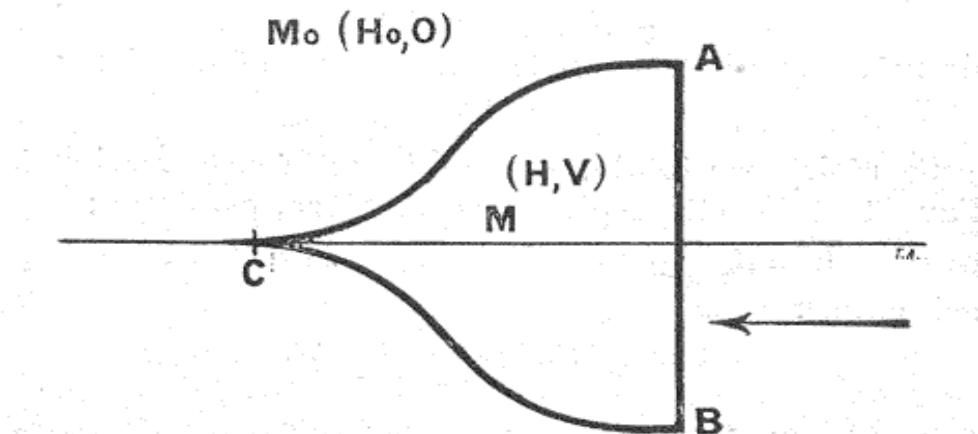


FIG. 7.

surface S avec une vitesse V. Supposons que, lorsque le régime permanent est établi, il y ait équilibre entre l'air entraîné en ABC (fig. 7) sur la face d'attaque AB et l'air extérieur ; l'air entraîné prend, par conséquent,

la vitesse V . Navier a montré que dans un même milieu gazeux, les pressions en deux points occupés par des molécules différentes sont liées à leurs vitesses par la relation :

$$V_2^2 - V_1^2 = \frac{2gH_0}{\delta} \times \frac{\tau}{273} \log \frac{H_2}{H_1},$$

δ étant la densité de l'air à la température τ absolue que l'on suppose ne pas varier. Dans le cas qui nous occupe :

$$V^2 = \frac{2gH_0}{\delta} \times \frac{\tau}{273} \log \frac{H}{H_0},$$

soit :

$$H = H_0 e^{\alpha V^2},$$

en posant :

$$\alpha = \frac{\delta}{2gH_0} \times \frac{273}{\tau};$$

donc la pression sur la face avant est :

$$H_0 S e^{\alpha V^2}.$$

Donc, par rapport à la force initiale $H_0 S$, il y a une compression :

$$H_0 S (e^{\alpha V^2} - 1);$$

de même sur la face arrière, il y a une dépression :

$$H_0 S (1 - e^{-\alpha V^2}).$$

La résistance totale, somme de cette compression à l'avant et de cette aspiration à l'arrière, est donc :

$$R = H_0 S (e^{\alpha V^2} - e^{-\alpha V^2}) = H_0 S \sin \text{hyp. } 2\alpha V^2,$$

soit enfin :

$$R = H_0 S \sin \text{hyp. } \frac{\delta}{gH_0} \frac{273}{\tau} V^2.$$

10. — Si nous traçons les courbes des variations de $e^{\alpha V^2}$ et $e^{-\alpha V^2}$ en fonction de αV^2 nous voyons (*fig. 8*) que ab représente la compression à l'avant de la surface et $a'b$ la dépression à l'arrière. Pour les faibles vitesses, elles sont égales et faibles toutes deux, aux grandes vitesses (cas de la vitesse périphérique du bord de

l'ailette qui peut atteindre 180 mètres et plus par seconde) la résistance due à l'aspiration est infime en comparaison de celle due à la compression.

Comme conclusion, nous voyons que, pour une hélice, le bord d'attaque épais de l'ailette a une influence très

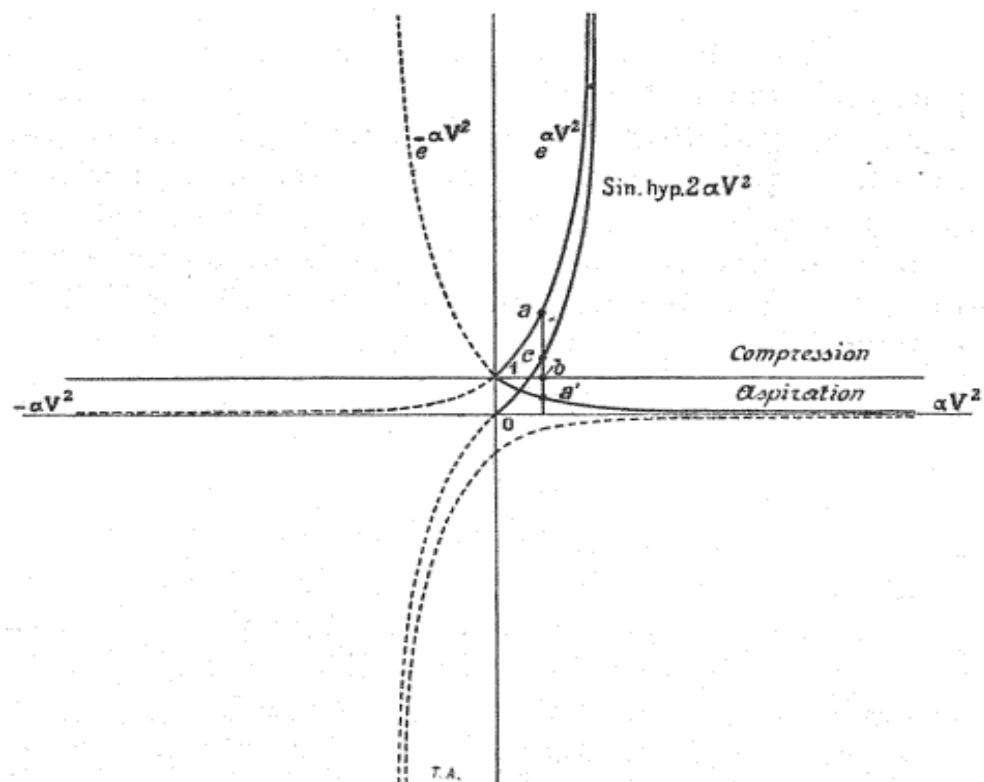


FIG. 8.

défavorable sur le rendement, d'autant plus défavorable qu'elle croît très rapidement; celle provoquée par le bord arrière est, au contraire, tout à fait négligeable.

Les considérations qui précèdent n'ont malheureusement rien d'absolu; en effet, pour établir ces formules, nous avons supposé l'air partagé en deux régions bien distinctes et à des pressions différentes, alors que la compression varie graduellement dans toute l'étendue limitrophe de ces deux zones; et il est

bien difficile de tenir compte de tout ceci dans les calculs.

Il est d'ailleurs évident que la forme à adopter doit être telle que la poupe (ou partie de l'ailette au delà du maître couple passant par l'axe d'hélice) remplisse complètement le vide partiel créé par le passage de la proue, afin que la compression à l'avant ne vienne pas s'augmenter de l'aspiration sur la face arrière; de plus la poupe doit agir comme un coin qui serait serré par les tourbillons gazeux à l'arrière et projeté en avant, ce qui aiderait à la propulsion. Nous arrivons à cette conclusion bien connue que l'ailette doit présenter un maître couple porté vers l'avant, tout comme l'indique la nature, d'ailleurs, dans l'aile de l'oiseau et dans la forme des poissons. Cette forme coupante et effilée du bord postérieur de l'ailette augmentera encore l'efficacité en tant que coin.

11. — Pour une vitesse donnée, il existe évidemment un rapport entre la proue et la poupe qui est le plus favorable au point de vue du travail dépensé, eu égard au chemin parcouru. La détermination de la forme de moindre résistance est liée invariablement à la connaissance du travail perdu par le frottement des molécules de l'air les unes contre les autres. Pour ne pas être conduit à exagérer la pointe de la proue, il suffira que le demi-angle sous lequel se recoupent les deux surfaces à la proue soit dans les environs de 60° à 80° , tandis que pour la poupe, l'angle doit être assez faible pour que la somme algébrique des travaux dus à la pression (travail moteur) et au frottement du fluide sur la paroi (travail résistant) soit maxima et positive, c'est-à-dire pour que le travail résistant soit minimum, cet angle devra être la racine de l'équation :

$$\sin 2\varphi = \frac{\sqrt{2gh}}{v}$$

L'angle de poupe peut dans certains cas, très particuliers, être égal à l'angle de proue pour certaines valeurs de h et de v .

12. — L'usine Krupp fit, il y a dix ans, des expériences sur l'état de l'air traversé par des projectiles à grandes vitesses; ces essais montrèrent qu'il y a une masse d'air entraînée de section parabolique à l'avant et qu'il y a une raréfaction avec tourbillons et remous à l'arrière. A l'avant du projectile se trouve une sorte de proue gazeuse qui doit, pour l'hélice, être la moins importante possible, car elle est une cause de frottements sur une étendue plus grande, en même temps qu'elle augmente d'autant le maître-couple effectif.

Dans le mouvement d'un projectile à grande vitesse, certaines molécules d'air sont violemment déplacées; à cause de leur inertie, elles dépassent la portion d'espace balayée par le projectile, et compriment les molécules voisines; d'où des surpressions et des détentes qui se propagent en s'affaiblissant, jusqu'à une très grande distance. Il y a donc de l'énergie ainsi dégradée en remous et en chaleur, énergie qui ne peut évidemment être empruntée qu'au projectile lui-même.

D'autres molécules d'air sont entraînées par le projectile, comme l'ont démontré les expériences de Krupp, prouvant l'existence d'une proue et d'une poupe gazeuses; la masse totale en mouvement est donc très augmentée et il y a une série de frottements relatifs, d'échanges, qui causent une grande déperdition d'énergie.

13. — Les expériences beaucoup plus récentes (1909) du professeur Riabouchinski, de l'Institut aérodynamique de Koutchino, ont montré d'une manière tangible, par des spectres aérodynamiques, l'existence

de cette proue et de cette poupe gazeuses sur différents solides plongés dans un courant d'air animé d'une grande vitesse. Ces spectres sont obtenus de la manière suivante : le modèle à étudier est coupé en deux suivant le sens du mouvement de l'air et repose sur une plaque de tôle recouverte d'une feuille de papier ; dans l'air on maintient en suspension de la poudre de lycopode, qui vient dessiner autour du modèle un spectre des tourbillons de l'air. Pour que le spectre se dessine d'une manière très nette, on donne de petits coups de marteau sur la plaque ; on photographie ensuite le spectre qui s'est tracé. M. Riabouchinski a obtenu ainsi des plis transversaux rappelant les ondulations se formant devant un projectile, et photographiés par Mach et Salcher (*fig. 9*).

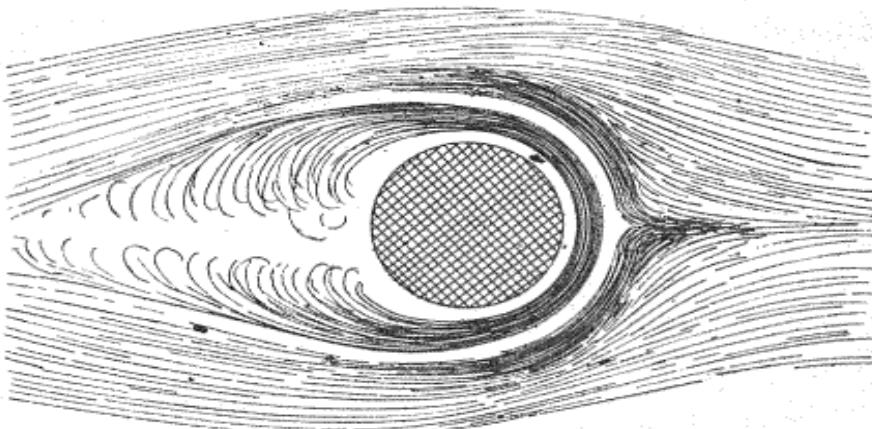


FIG. 9. — Plis et remous au contact d'une sphère (Koutchino).

M. Marchis, le très savant professeur d'aviation à la Sorbonne, disait l'année dernière : « il n'y a pas de filets d'air » ; il est certain que l'examen des spectres de M. Riabouchinski montre qu'à l'avant de certains modèles, il y a une série de stries parallèles à une certaine distance de l'avant, et qu'il n'y a aucune direc-

tion précise dans le mouvement de l'air près du modèle ; ceci semble donc pleinement confirmer l'opinion du professeur Marchis.

On voit sur la figure 9 l'importance considérable que présentent les remous et la diminution de rendement qu'ils peuvent causer à une hélice ; cependant on peut chercher à les utiliser pour diminuer la trainée, c'est ce que l'on fait en se servant d'ailettes concaves. On peut diminuer encore la trainée en provoquant la formation de remous auxiliaires dirigés en sens contraire de la trainée, ce qui conduit à adopter des profils irréguliers.

Dans les hélices, où les phénomènes d'auto-rotation causés par les remous ont une importance insoupçonnée, il semble avantageux d'employer ces surfaces irrégulières. Il faut en tous cas, d'après M. Rateau, que les bords de sortie soient complètement lisses, pour réduire les effets des remous.

14. — Le capitaine Lafay, professeur à l'École Polytechnique, a fait de très remarquables études sur l'influence des rugosités sur le rendement de l'ailette ; en traçant des stries convenablement espacées sur l'intrados (*fig. 10*), on gêne l'écoulement de l'air, il en résulte une surpression locale, et par suite la vitesse d'écoulement sur l'extrados est augmentée, ainsi par conséquent que la dépression sur lui ; il faut bien entendu que dans ce cas l'extrados soit parfaitement poli. On obtient par ce procédé une augmentation de l'effet utile.

Par l'emploi d'une proue suffisamment effilée, on peut écarter les molécules d'air sans trop de perte ;



FIG. 10. — Section à intrados strié.

mais, si la vitesse est très grande, le frottement sur la proue n'est plus négligeable et il y a là une importante dégradation d'énergie.

15. — On a remarqué depuis longtemps que la forme de l'aile de l'oiseau rejette fortement en avant la résultante des réactions ; si R est la réaction totale, Q sa composante verticale, F la composante horizontale,

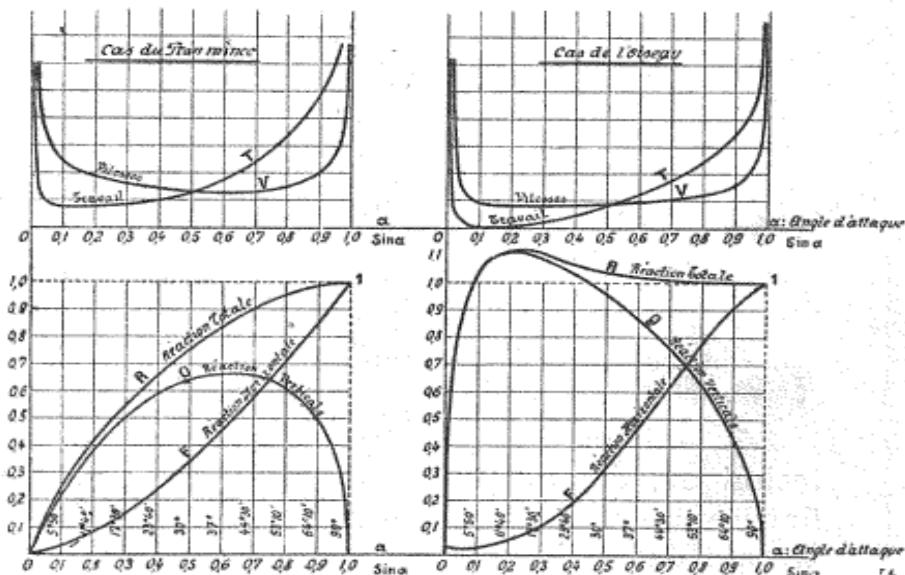


FIG. 11. — D'après Goupil.

nous avons, d'après Goupil, les diagrammes ci-après (fig. 11).

D'après cet auteur, à l'incidence de 90° , il y aurait une déviation de quelques degrés, à cause de la dissymétrie de la forme ; la déviation atteindrait jusqu'à 45° , puis diminuerait ; R serait normale au plan moyen mn (fig. 12) pour $\alpha = 1^\circ$ à 2° . Ensuite elle déclinerait en arrière rapidement pour les incidences inférieures. Goupil pensait que tout ceci est dû à la relevée ab , qui précède la concavité des ailes ; lorsque le vent relatif

est suivant bd , il y aurait, d'après lui, une puissante réaction.

Il serait intéressant, ainsi que le dit d'ailleurs M. Tattn, d'étudier d'une manière approfondie l'influence de ces formes d'ailettes sur le rendement des hélices (ce



FIG. 12. — Coupe schématique de l'aile de l'oiseau d'après Goupl.

sont en somme les hélices à pas croissant du bord d'attaque au bord de sortie et à bord antérieur épais). De telles hélices devront être évidemment de grand diamètre et tourner lentement pour ne pas abaisser le rendement par des remous trop violents et un frottement de l'air trop intense.

Comme conclusion à ces études, nous remarquerons que sur toutes les hélices en bois (les seules actuellement employées), le bord d'entrée est épais, le maître-couple est au tiers ou au quart environ à partir de lui, l'extrados est le moins courbé possible et très poli, et l'intrados est creux et souvent plat, cette dernière circonstance paraissant être favorable au bon rendement de l'ailette.

16. — Influence du frottement de l'air. — *A priori* l'importance de ce frottement est proportionnelle à la surface de l'ailette et à la vitesse périphérique du centre de pression ; l'angle d'attaque intervient également dans son expression, mais d'une manière moins tangible. Ce frottement est composé du frottement de l'air sur la surface de l'ailette et du frottement des filets d'air n'ayant pas encore concouru à la formation de la réaction, sur les filets ayant réagi et s'échappant tangentielle par

le bord arrière. En désignant par Φ le frottement par unité de surface, le travail perdu par seconde est :

$$T_f = \Phi s V,$$

Φ étant indépendant de la pression H , mais dépendant de la nature de la surface. Cherchons à écrire une autre expression du travail perdu par seconde dans le frottement ; admettons que les filets d'air qui s'échappent à la poupe de l'ailette en sortent sous forme d'un pinceau gazeux courbe dans deux sens, et dont la section est Ω ; soit b_1 , un coefficient dépendant de la nature de la surface de l'ailette : la perte de charge causée par le frottement qu'éprouve ce pinceau gazeux dans l'étendue de la proue à la poupe de l'ailette est :

$$\zeta = \frac{s}{\Omega} b_1 V^2,$$

donc le travail de frottement est :

$$T_f = \Omega V \delta \zeta$$

ou

$$T_f = \delta b_1 s V^3;$$

égalons enfin ces deux valeurs de T_f , il vient après simplification :

$$\Phi = \delta b_1 V^2.$$

Ce coefficient b_1 est très mal connu ; on sait seulement que, dans le cas des ventilateurs centrifuges $b_1 = 0,003$ pour une surface brute de fonte et peinte. Malheureusement nous ne possédons aucun chiffre certain sur les valeurs de b_1 existantes pour les hélices actuelles ; tout ce que l'on peut dire c'est que b_1 est de la forme :

$$b_1 = m + \frac{\sqrt{\Omega}}{n},$$

par analogie avec des phénomènes d'hydrodynamique connus, formule dans laquelle m et n dépendent du degré de poli de la surface de l'ailette.

Pour le frottement sur fer étiré et assez bien poli,

citons les coefficients donnés par certains auteurs :

	Auteurs			
	GIRARD ET PÉCLET	LEDOUX	DAUBUSSON	TAYLOR
b_1	0,00600	0,00447	0,00540	0,00643

17. — D'après M. Drzewiecki : $E = \frac{P_1}{\delta}$, où efficacité de Renard, est maxima lorsque la résistance due au frottement de l'air est égale au tiers de la résistance due à l'air seul :

$$\delta b_1 (V^2 + v^2) s = \frac{1}{3} K_s (V^2 + v^2) \times f(\alpha) \sin \alpha,$$

en prenant d'après M. Soreau $K = 0,330$, et :

$$f(\alpha) = \sin \alpha \left(1 + \frac{1 - \tan \alpha}{0,25 + \tan \alpha + 2 \tan^2 \alpha} \right),$$

d'où on tirera :

$$b_1 = \frac{4}{3} \frac{\tan^2 \alpha (1,25 + 2 \tan^2 \alpha)}{\delta (1 + \tan^2 \alpha)(0,25 + \tan \alpha + 2 \tan^2 \alpha)}.$$

En effectuant les calculs et négligeant les termes en $\tan \alpha$ de degré supérieur au second, il vient, toutes réductions faites :

$$b_1 = 0,1075 \frac{\tan^2 \alpha}{0,25 + \tan \alpha + 2,25 \tan^2 \alpha},$$

à la condition que l'efficacité de Renard soit maxima ; nous verrons plus loin à quoi cela correspond. Dans ce cas b_1 est une fonction directe de $\tan \alpha$, et nous avons résumé dans le tableau ci-dessous les différentes valeurs de b_1 pour les valeurs principales usuelles de α .

α	$\tan \alpha$	b_1
2° 32'	0,0445	0,000713
3° 34'	0,0622	0,001295
4° 19'	0,0756	0,001812
4° 58'	0,0867	0,002290
5° 32'	0,0966	0,002740
5° 58'	0,1046	0,003100

On pourrait donc opérer de la manière suivante pour déterminer b_1 : faire une série d'essais en prenant comme variable n nombre de tours par seconde, puis noter les valeurs de E , en prendre le maximum et noter pour quelle valeur de n a lieu ce maximum, calculer V , puis V' ; connaissant β , on pourra ensuite calculer α ; donc on peut avoir b_1 , si l'on connaît K .

On pourra donc, pour une température donnée, calculer les différentes valeurs de b_1 pour les valeurs de K correspondantes.

Nous avons ci-dessous, en adoptant $K = 0,330$ et $\varepsilon = 1,28$ (à la température de 15°C .), calculé, d'après des essais, les valeurs de b_1 relatives à des hélices métalliques :

	Expérimentateurs		
	RENARD	WELLNER	ARTS ET MÉTIERS
b_1	{ 0,00100 }	0,00092	0,00244
	{ 0,00227 }		

18. — D'après M. Drzewiecki, l'angle d'attaque optimum serait $\alpha = 2^\circ$, et dans ce cas $b_1 = 0,0012$. M. E. Prayon a calculé pour deux valeurs différentes de b_1 : 0,0012 et 0,0030, quelles valeurs devait avoir l'angle d'attaque optimum suivant l'inclinaison β ; ce sont ces valeurs que nous avons reproduites dans le tableau ci-dessous :

$\operatorname{tg} \beta \dots \dots \dots$	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	1,0
$\beta \dots \dots \dots$	$5^\circ 41'$	$11^\circ 20'$	$16^\circ 42'$	$21^\circ 48'$	$26^\circ 32'$	45°
$b_1 = 0,0012 \left\{ \begin{array}{l} \operatorname{tg} \alpha \\ \alpha \end{array} \right.$	0,025 $4^\circ 23'$	0,029 $4^\circ 40'$	0,031 $4^\circ 47'$	0,032 $4^\circ 50'$		0,035 $2^\circ 1'$
$b_1 = 0,0030 \left\{ \begin{array}{l} \operatorname{tg} \alpha \\ \alpha \end{array} \right.$	0,033 $4^\circ 53'$	0,042 $2^\circ 25'$	0,046 $2^\circ 38'$	0,049 $2^\circ 48'$	0,050 $2^\circ 53'$	0,055 $3^\circ 9'$

Il a été fait quelques expériences à ce sujet au Con-

servatoire des Arts et Métiers ; on a obtenu des améliorations de rendement appréciables en employant des surfaces parfaitement polies dans le cas d'ailettes métalliques, ou pour les hélices en bois, en se servant de palettes très bien finies et parfaitement assemblées, vernies avec un enduit spécial sans grains, prenant un beau poli et non poisseux, par exemple par le procédé de vernissage au tampon.

Signalons le mode de construction de l'hélice de l'aéroplane *Raoul Vendôme*, qui est fort intéressant à ce sujet ; elle est exécutée en bois d'hickory creux et entoilé, l'entoilage étant recouvert d'un enduit spécial insoluble dans l'eau, qui lui donne un degré de poli très remarquable.

En somme, la surface active de l'ailette devra être soigneusement polie, et on devra adopter de préférence les hélices en bois, car elles donnent le minimum de remous proximaux et sont de beaucoup les plus légères.

19. — Influence de l'inertie et de la force centrifuge sur l'air. — Nous avons montré plus haut l'influence retardatrice d'une proue gazeuse en avant de l'ailette ; cette proue ne varie pas de forme avec la vitesse ; son volume ne dépend donc que de l'angle ϕ et de la forme de la proue de l'ailette.

Soit σ la surface du maître couple de l'ailette comptée perpendiculairement au vent relatif ; cette surface σ entraîne une proue gazeuse de volume A et une poupe de volume B. Le volume d'air qui résiste par inertie dans les effets d'accélération de vitesse de l'hélice est donc :

$$\sigma V' + (A + B);$$

le volume $(A + B)$ est alors prépondérant aux faibles vitesses, et la résistance devient proportionnelle à une puissance qui peut atteindre 1,50 de σ (d'après Goupil).

Nous voyons donc combien défavorable est le fonctionnement d'une hélice dans un air agité par des remous, car celle-ci fatallement y perd et y gagne une série d'accélérations positives ou négatives qui peuvent donner des à-coups dans l'arbre de transmission et compromettre la résistance de l'hélice.

Remarquons que si l'on exagère la forme concave indiquée plus haut, dans le creux de l'ailette ainsi constituée, on a une masse d'air supplémentaire qui vient s'ajouter aux effets d'inertie de la proue et de la poupe gazeuse indiquée ci-dessus.

La force centrifuge a aussi une série d'effets très importants sur ces masses d'air accompagnant la palette d'hélice; elle a pour expression :

$$[\frac{1}{2}V^2 + (A + B)] \frac{\rho}{g} \omega^2 r;$$

elle a donc pour effet de créer un appel d'air au centre et un refoulement vers la périphérie.

On constate, en effet, lorsqu'une hélice fonctionne au point fixe, la présence d'un tore gazeux animé d'un mouvement giratoire le long de son axe circulaire; ce tore tourne en même temps autour de son axe rectiligne.

On remarque également l'existence d'un cylindre de refoulement avec zone calme au centre, vers l'arrière de l'hélice; cette zone augmentant de diamètre au fur et à mesure que l'on considère des sections de plus en plus éloignées de l'hélice, et ce cylindre s'évasant peu à peu.

Tout le faisceau de filets tourbillonne sur lui-même, en créant une sorte de champignon d'air. Cette contraction de la veine d'air au niveau extérieur se produit également en tout point de l'hélice, quelle que soit sa distance à l'axe.

La formation de ce champignon gazeux se comprend

fort bien, si on se rapporte à une expérience faite par Gay-Lussac. Il avait fixé un baromètre à mercure près du volant d'une machine à vapeur ; ce volant, d'un diamètre de 4 mètres, mettait une masse d'air en mouvement à sa périphérie, cet air exerçait sa pression à la surface du mercure de ce baromètre à air libre et produisait non pas une augmentation de pression, mais bien, au contraire, une diminution. Les résultats de cette expérience sont consignés dans le tableau suivant :

Vitesses en mètres par seconde....	2,10	4,48	8,75	10,95	12,57	14,66	18,85	20,94
Pressions en kg. par cm ² .	1,0330	1,0328	1,0327	1,0303	1,0275	1,0191	1,0085	1,0040

Cette expérience met bien en évidence la présence d'une chute de pression dans le voisinage de l'intrados de l'ailette et, par suite, d'un refoulement au-dessous.

Lorsque l'hélice est en mouvement, ce champignon gazeux est beaucoup moins évasé, et a la forme générale d'un cylindre *grosso modo*.

Il se passe un phénomène analogue dans le soulèvement des vapeurs par le vent. Rappelons ici, à titre instructif, la constatation faite par William Schiel au cours d'une tempête à Peterhead ; elle est relative à la hauteur des vagues sur une longueur de 452 à 213 mètres et une largeur moyenne de 2 mètres environ :

Hauteur des vagues en mètres....	2,87	4,48	6,10	8,33
Vitesse du vent en mètres par seconde	20	39	43	46
Force ascensionnelle en tonnes...	264	728	1.092	1.456

Avec la dépression totale, on aurait une force ascensionnelle de 18.520 tonnes sur la surface totale observée.

Cette diminution de pression au voisinage de la palette entraîne comme conséquence l'existence d'une

poussée sur l'intrados, et d'un courant d'air cylindrique.

20. — Vitesse de rotation de l'hélice. — Comme dans la construction d'une hélice, il faut obtenir les plus grands effets possibles, on a intérêt à avoir la vitesse V la plus grande possible, soit en augmentant le nombre de tours, soit en employant des hélices de très grand diamètre.

Calculons, à titre de curiosité, quelle est la vitesse à laquelle le vide commence à se produire à l'arrière de l'ailette. Il suffit de calculer celle à laquelle l'air, sous une pression H et à τ degrés absolus, s'écoule dans le vide. Dans ces conditions, la densité de l'air est, par rapport au mercure :

$$\frac{13600}{1,293 \times \frac{H}{760} \times \frac{273}{\tau}}.$$

Donc la colonne d'air nécessaire pour équilibrer la hauteur H de mercure a pour hauteur :

$$\frac{13600 \times 760}{1,293 \times \frac{273}{\tau}} \text{ en millimètres.}$$

La vitesse d'écoulement dans le vide est donc :

$$\sqrt{2 \times 9,81 \times \frac{13600 \times 0,76}{1,293} \times \frac{\tau}{273}} \text{ mètres par seconde,}$$

que l'on mettra sous la forme :

$$396 \sqrt{\frac{\tau}{273}} \text{ mètres par seconde,}$$

expression remarquable dans laquelle ne figure pas la pression de l'air : donc quelle que soit la hauteur barométrique, à température constante, la vitesse maxima au delà de laquelle se produit le vide a pour valeur l'expression ci-dessus : pour $\tau = 273^\circ$ absolu ou 0° C.,

la vitesse en question est 396 mètres par seconde.

C'est la « vitesse de cavitation », ainsi nommée, car il se produit à cette vitesse un « vide » ou « cavité », dans lequel l'hélice barbote sans fournir de poussée.

On est arrêté également pour les hélices de très grand diamètre par leur grand moment d'inertie, leur poids élevé et, en conséquence, par l'effet gyroscopique colossal qui ne manque pas de se développer et qui est toujours dangereux ; ceci indépendamment de la grande difficulté qu'il y a à maintenir la forme rigide des ailettes et à construire exactement de pareilles hélices.

La vérité consiste à savoir se tenir dans un juste milieu ; d'autres considérations d'ordre pratique limiteront la vitesse de rotation. Pour les dirigeables la tendance est de choisir de grandes hélices tournant lentement, leur effet gyroscopique aidant à la stabilité longitudinale ; pour les aéroplanes, on préfère les petites hélices (relativement) tournant vite. Dans l'un comme dans l'autre cas, on emploie pour ainsi dire que des hélices en bois bien plus légères et moins dangereuses.

21. — Si l'on tient à avoir l'hélice la plus légère, donnant la poussée maxima, la puissance massique du moteur étant supposée indifférente, il faut prendre l'hélice du plus petit diamètre possible, tournant le plus vite et avec l'inclinaison qui donne le maximum de poussée. Mais comme, en général, la puissance massique du moteur a une importance capitale, et comme, pour reproduire une poussée déterminée, il faut une puissance proportionnelle à l'effet de l'hélice (poussée qu'elle donne par cheval) ; il en découle que la grandeur de l'effet joue le même rôle que la diminution de puissance massique. Pour que cet effet soit le plus

grand possible, il faut que le diamètre soit grand, la vitesse petite et l'inclinaison faible.

Le plus souvent les hélices d'aéroplanes sont en prise directe sur le moteur et tournent à 1.200 tours environ, sauf sur le Wright, le Savary et le Lioré où la vitesse est entre 450 et 550 tours.

Nous avons réuni dans le tableau suivant les caractéristiques des hélices d'un certain nombre de dirigeables ayant été construits ou projetés :

BALLONS	NOMBRE DE BRANCHES d'hélice	DIAMÈTRE	VITESSE	NOMBRE de TOURS
CONSTRUITES				
Giffard (1852).....	3	3,40	19,6	410
Dupuy de Lôme (1872) ..	2	9	12,25	26
Tissandier (1883).....	2	2,85	26,85	180
Schwartz	2	2,75	37,50	260
Renard et Krebs	2	7	17,60	48
Santos-Dumont.....	2	4	31,40	150
Wellman (ancien)	2	5,60 avant 4,50 arrière	76 66	260 280
Wellman (nouveau)....	2	3,50	187,5	1.000
Lebaudy.....	2	2,44	127,5	1.000
Patrie.....	2	2,50	130,5	1.000
République.....	2	2,60	136	1.000
Parseval.....	4	4,20	237	1.100
Zeppelin III.....	4	1,15	66,4	1.100
Ville de Paris.....	2	6	56,3	180
Clément-Bayard.....	2	5	105	380
PROJETÉES				
Gabriel Yon (1884).....	4	5,50	89,3	310
Gabriel Yon (1886).....	2	11	40,3	70
Renard (1893).....	2	9	30	70
Tatin (1902).....				
1 ^{er} Ville de Paris	2	7,50	47,4	120

Le tableau suivant est relatif aux hélices de différents aéroplanes et hélicoptères :

AÉROPLANES	NOMBRE DE BRANCHES d'hélice	DIAMÈTRE	VITESSE	NOMBRE de TOURN
Santos-Dumont { N° 14. N° 19.	2 2	2 1,50	153,80 94,50	1.500 1.200
Delagrange	2	2	146	1.400
Farman.....	2	2,30	168,65	1.400
Blériot { Libellule..... Le Canard..... N° 7	4 4 4	1,80 1,60 2,10	141,80 117,50 154	1.500 1.400 1.400
N° 8	4	2,20	162	1.400
N° 9	4	2,10	132	1.200
Wright	2 (2 hélices)	2,50	59	450
Ferber.....	2	2,20	139	1.200
Antoinette.....	2	2,20	150	1.300
Goupy.....	2	2,30	144	1.200
De Pishoff.....	2	1,65	138	1.600
Esnault-Pelterie.....	4	2,10	154	1.400
Kapferer.....	4	2,10	154	1.400
Auffm-Ordt.....	2	2,50	184	1.400
Roesh-Seux.....	2	2	105	1.000
Zens	2	2,05	107	1.000
Vuia	2	2,20	104	900
HÉLICOPTÈRES				
Dufaux.....	2 (4 hélices)	2,80	162	1.100
Cornu.....	2 (2 hélices)	3	44	70
Bertin.....	2 (2 hélices)	2,30	145	1.200
Bréguet II	4 (2 hélices)	7,85	44,5	108

Dans les aéroplanes les plus récents, la vitesse périphérique est environ de 150 mètres par seconde.

Ces vitesses oscillent, en somme, entre 40 et 150 mètres par seconde, les vitesses relatives au centre de pression oscillent donc en moyenne entre 28 et 110 mètres par seconde, chiffres moyens.

Il est à remarquer que les hélicoptères ayant donné quelques résultats (Cornu, Bréguet) ont de faibles vitesses avoisinant 18 mètres en moyenne ; tandis que les aéroplanes ont des hélices à vitesses plus grandes variant entre 30 et 110 mètres par seconde.

au centre de poussée; dans certains cas, cette vitesse peut atteindre 180 mètres par seconde.

On voit qu'il y a encore une marge respectable entre le maximum : 180 mètres, et la vitesse de cavitation : 396 mètres par seconde !



CHAPITRE III

22. — Recul: — Rendement. — Rendement maximum. — Rappelons l'hypothèse que nous avons faite au début du chapitre II.

Nous supposerons que la surface de l'ailette est

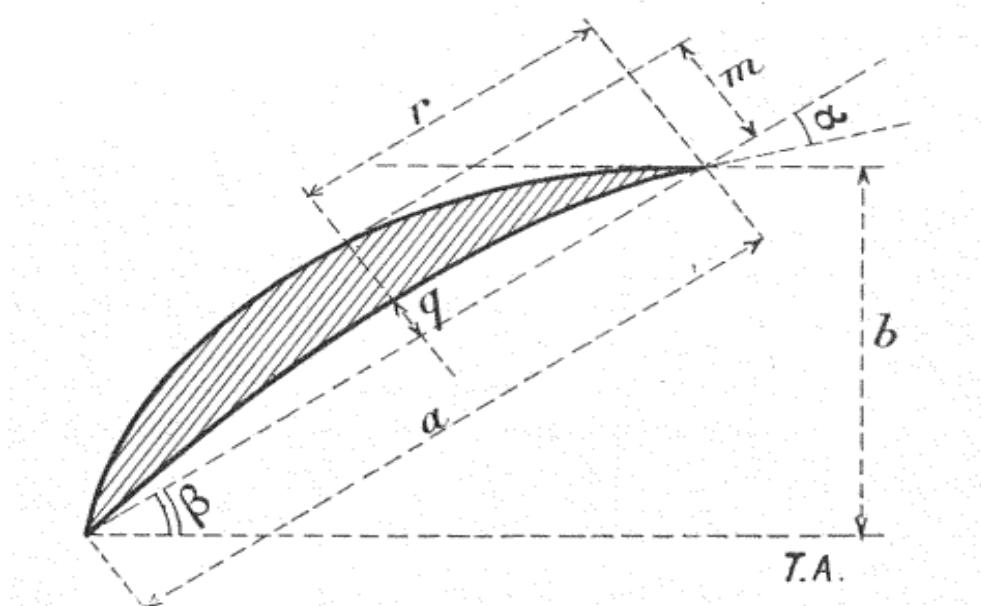


FIG. 13.

découpée par une série de plans parallèles ou sensiblement parallèles, orthogonaux à la ligne des centres de poussée et parallèles à l'axe. Ces plans découpent dans la surface de l'ailette, des sections : une section com-

prise entre deux de ces plans est supposée de contour rectangulaire; il suffira pour cela que les deux plans qui la limitent soient suffisamment rapprochés.

Chacune de ces sections est déterminée par la distance ρ de son centre de poussée O à l'axe (ou de sa ligne médiane à l'axe), par sa surface active s , par son épaisseur m comptée perpendiculairement à sa corde et par sa longueur a , enfin par sa largeur l et par l'angle d'inclinaison β de sa corde avec la droite orthogonale à l'axe passant par O (fig. 13).

Soit p_0 le pas de l'hélice géométrique constituée par la portion suffisamment petite et plane de l'ailette, que constitue la section de surface; soit p l'avance par tour ou pas de l'hélice trajectoire décrite par le centre de poussée de l'ailette; ce pas varie seulement avec la vitesse d'avancement réelle v (fig. 14).

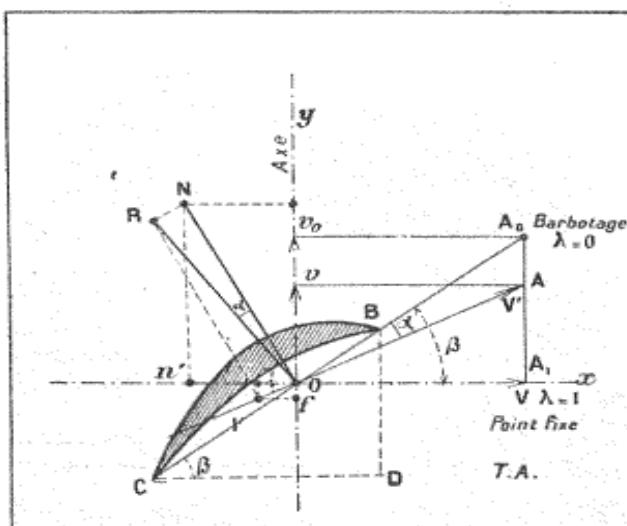


FIG. 14.

Au pas p_0 correspond une vitesse fictive d'avancement : v_0 ; soit v' la vitesse de recul définie par :

$$v' = v_0 - v.$$

Le recul ne sera autre chose que l'expression :

$$\lambda = \frac{v'}{v_0} = \frac{v_0 - v}{v_0} = 1 - \frac{v}{v_0}.$$

Nous pourrons écrire que :

$$v = np \quad \text{et} \quad v_0 = np_0,$$

avec :

$$p = 2\pi\rho \operatorname{tg}(\beta - \alpha) \quad \text{et} \quad p_0 = 2\pi\rho \operatorname{tg} \beta.$$

Cherchons la relation qui lie $\operatorname{tg} \alpha$ et le recul λ .

On a :

$$\lambda = 1 - \frac{v}{v_0} = 1 - \frac{p}{p_0} = 1 - \frac{\operatorname{tg}(\beta - \alpha)}{\operatorname{tg} \beta},$$

et comme :

$$\operatorname{tg}(\beta - \alpha) = \frac{\operatorname{tg} \beta - \operatorname{tg} \alpha}{1 + \operatorname{tg} \beta \operatorname{tg} \alpha},$$

on aura :

$$\lambda = \frac{\operatorname{tg}^2 \beta + 1}{1 + \operatorname{tg} \beta \operatorname{tg} \alpha} \times \frac{\operatorname{tg} \alpha}{\operatorname{tg} \beta} = \frac{\operatorname{tg} \alpha}{\sin \beta (\cos \beta + \sin \beta \operatorname{tg} \alpha)}.$$

On peut également écrire cette relation :

$$\operatorname{tg}(\beta - \alpha) = \operatorname{tg} \beta (1 - \lambda).$$

On peut l'écrire aussi :

$$v = 2\pi n p \operatorname{tg}(\beta - \alpha).$$

L'hélice étant supposée construite et parfaitement déterminée, il reste une donnée d'utilisation de caractère essentiellement variable : c'est le recul variable λ de 1 à 0. Nous allons montrer quelle est l'influence de ce recul sur le fonctionnement de l'hélice.

Si l'on suppose que l'hélice est en fonctionnement dans une position fixe immuable, on se trouve dans les conditions dites point fixe : la vitesse d'avancement est nulle et alors le rayon OA se trouve en OA₁. On a donc :

Point fixe : $v = 0, v' = v_0, \lambda = 1, \alpha = \beta$.

Si l'hélice avance au contraire avec une vitesse égale à la vitesse fictive v_0 , l'angle d'attaque est nul $\alpha = 0$, et par suite il n'y a pas de poussée, l'air attaquant la

palette par sa tranche ; il y a alors barbotage de l'hélice dans l'air sans poussée utile. OA se trouve en OA_0 ; on a donc :

Barbotage : $v = v_0, v' = 0, \lambda = 0, \alpha = 0$.

On peut donc dire qu'entre ces deux limites du recul λ il existe une valeur optimum donnant la meilleure utilisation ; on voit donc que pour qu'il y ait propulsion avec une vitesse v , et qu'il y ait une poussée susceptible de vaincre la résistance à l'avancement de l'appareil aérien sur lequel l'hélice est montée, il faut que le recul ait une valeur finie comprise entre 1 et 0.

On peut énoncer cette condition nécessaire et suffisante sous une forme frappante et concise : *pas de recul, pas de poussée.*

23. — Proposons-nous de calculer le rendement d'un de ces éléments de la surface totale de l'ailette. Sur la figure 14 nous décomposons la réaction R supposée normale à la corde BC et passant par le point O, en deux autres suivant la direction de la vitesse V' et suivant une direction perpendiculaire ; ces deux vecteurs F et N sont dans un rapport μ :

$$\mu = \frac{F}{N}.$$

Nous décomposerons à nouveau chacun de ces deux vecteurs en deux autres suivant l'axe et suivant l'orthogonale à l'axe passant par O, F est décomposée en O_f et O'_f , et N en O_n et O'_n .

Nous pourrons écrire :

$$F = \mu N.$$

Donc :

$$\begin{aligned} O_n &= N \cos (\beta - \alpha), \\ O'_f &= \mu N \sin (\beta - \alpha), \\ O'_n &= N \sin (\beta - \alpha), \\ O'_f &= \mu N \cos (\beta - \alpha). \end{aligned}$$

En projetant sur Oy, nous avons la composante

totale de poussée :

$$On - Of = N [\cos(\beta - \alpha) - \mu \sin(\beta - \alpha)].$$

En projetant sur Ox , nous aurons la composante totale de traînée :

$$-(On' + Of') = -N [\sin(\beta - \alpha) + \mu \cos(\beta - \alpha)].$$

Les travaux correspondants seront :

$$\mathfrak{C}' = N [\cos(\beta - \alpha) - \mu \sin(\beta - \alpha)] v,$$

$$\mathfrak{C} = N [\sin(\beta - \alpha) + \mu \cos(\beta - \alpha)] V.$$

Et comme :

$$\frac{v}{V} = \operatorname{tg}(\beta - \alpha),$$

on peut écrire que le rendement a pour expression :

$$\eta = \frac{\mathfrak{C}'}{\mathfrak{C}} = \operatorname{tg}(\beta - \alpha) \frac{\cos(\beta - \alpha) - \mu \sin(\beta - \alpha)}{\sin(\beta - \alpha) + \mu \cos(\beta - \alpha)},$$

ou finalement :

$$\eta = \operatorname{tg}(\beta - \alpha) \frac{1 - \mu \operatorname{tg}(\beta - \alpha)}{\operatorname{tg}(\beta - \alpha) + \mu}.$$

Dans cette expression, μ est lui-même fonction de l'angle d'attaque α ; μ dépend des frottements exercés par l'air sur la palette et dépend également de la résistance à la pénétration du bord de l'ailette.

Nous pouvons aussi mettre η sous la forme :

$$\eta = \operatorname{tg} \beta (1 - \lambda) \frac{1 - \mu \operatorname{tg} \beta (1 - \lambda)}{\operatorname{tg} \beta (1 - \lambda) + \mu}.$$

Dans le cas du *point fixe* : $\lambda = 1$, $\alpha = \beta$, on voit que le rendement d'utilisation η est nul; en effet, le travail fourni par l'hélice est nul puisque sa vitesse d'avancement v est nulle.

Dans le cas du *barbotage*, la réaction N est nulle, par suite il n'est plus légitime de diviser le numérateur et le dénominateur de l'expression $\eta = \frac{\mathfrak{C}'}{\mathfrak{C}}$ par N ; de plus nous verrons plus loin que dans ce cas $\mu = \infty$, ce qui comporte une triple indétermination; il est

facile cependant de voir que puisque N est nul, la poussée est nulle ; le travail fourni par le moteur est une quantité finie, en divisant l'un par l'autre on ne peut trouver évidemment que 0 ; donc si $\lambda = 0$, $\alpha = 0$ et $\eta = 0$: barbotage.

24. — Donc entre $\lambda = 1$ et $\lambda = 0$ il y a une valeur optimum λ_m qui rend η maximum. Nous allons la rechercher.

Proposons-nous d'abord de trouver quelle est la valeur de $\operatorname{tg}(\beta - \alpha)$ qui rend η maximum. Pour cela annulons $\frac{d\eta}{d\operatorname{tg}(\beta - \alpha)} =$

$[\operatorname{tg}(\beta - \alpha) + \mu][1 - 2\mu \operatorname{tg}(\beta - \alpha)] - [\operatorname{tg}(\beta - \alpha) - \mu \operatorname{tg}^2(\beta - \alpha)] = 0$,
ou bien :

$\operatorname{tg}(\beta - \alpha) + \mu - 2\mu \operatorname{tg}^2(\beta - \alpha) - 2\mu^2 \operatorname{tg}(\beta - \alpha) - \operatorname{tg}(\beta - \alpha) + \mu \operatorname{tg}^2(\beta - \alpha) = 0$,
ou enfin :

$$\operatorname{tg}^2(\beta - \alpha) + 2\mu \operatorname{tg}(\beta - \alpha) - 1 = 0,$$

d'où l'on tire :

$$\operatorname{tg}(\beta - \alpha)_m = \sqrt{\mu^2 + 1} - \mu,$$

ce que l'on peut écrire :

$$\operatorname{tg} \beta_m (1 - \lambda_m) = \sqrt{\mu^2 + 1} - \mu,$$

d'où finalement :

$$\lambda_m = 1 - \frac{\sqrt{\mu^2 + 1} - \mu}{\operatorname{tg} \beta_m}.$$

Cette valeur de $\operatorname{tg}(\beta - \alpha)$ donne pour valeur maxima de η :

$$\eta_m = (\sqrt{\mu^2 + 1} - \mu)^2.$$

Le maximum de η , η_m est fonction de μ ; il n'est pas besoin de dériver η_m par rapport à μ pour voir que cette dérivée est toujours positive, c'est-à-dire que η_m croît lorsque μ décroît. Si μ pouvait être nul, nous voyons que η_m serait égal à 1; mais cette valeur ne

peut jamais être atteinte, car μ ne s'annule jamais.

En somme le maximum maximorum de η , η_{mm} a lieu pour la valeur minimum de μ et la valeur optimum de $\operatorname{tg}(\beta - \alpha)$. C'est la seule chose qui nous intéresse.

25. — Rapport de la poussée à la traînée. —

Cherchons donc à expliciter :

$$\mu = \frac{F}{N}$$

Nous pourrons écrire que la résistance F est :

Résistance $F = \text{Traînée} + \text{Frottement de l'air} + \text{Résistance à la pénétration.}$

Nous négligerons l'action de l'inertie de l'air et celle de la force centrifuge ; elles sont peu appréciables, et en tous cas impossibles à calculer avec précision ; nous n'avons pas besoin de dire combien l'application du théorème des moments des quantités des mouvements est illusoire ici !

Nous écrirons que :

$$R = Ks (V^2 + v^2) f(\alpha),$$

et nous expliciterons plus loin l'expression $f(\alpha)$.

Dans le paragraphe 16, nous avons calculé le frottement de l'air sur l'ailette et la résistance de pénétration du bord ; nous n'y reviendrons pas ; en nous servant de ces expressions, nous pouvons écrire que :

$$F = Ks (V^2 + v^2) f(\alpha) \sin \alpha + \delta b_1 s (V^2 + v^2) \cos^2 \alpha \\ + H_0 m l \sin \text{hyp.} \left[\frac{\delta}{gH_0} \frac{273}{\tau} (V^2 + v^2) \cos^2 \alpha \right]$$

et :

$$N = Ks (V^2 + v^2) f(\alpha) \cos \alpha.$$

Dans l'expression de F , δ est la densité de l'air, b_1 le coefficient de frottement de l'air sur l'ailette, H_0 la pression de l'air évaluée en kilogrammes par mètre carré, g l'accélération due à la pesanteur, τ la température absolue de l'air.

En divisant membre à membre, on pourra écrire que .

$$\mu = \operatorname{tg} \alpha + \frac{\delta b_1}{K} \frac{\cos \alpha}{f(\alpha)} + \frac{H_0 ml \sin \operatorname{hyp.} \left[\frac{2\delta}{2g H_0} \frac{273}{\tau} (V^2 + v^2) \cos^2 \alpha \right]}{K s (V^2 + v^2) f(\alpha) \cos \alpha}.$$

Sous la pression atmosphérique normale, $H_0 = 40330$ kilogrammes, $\delta = 1,293$, et comme $g = 9,81$, on voit que l'expression :

$$\frac{\delta}{2g H_0} = \frac{1}{396^2}$$

n'est autre chose que l'inverse du carré de la vitesse d'écoulement dans le vide, de l'air sous la pression H_0 et à $\tau = 273$ (0°C.).

Ce qui nous permettra d'écrire la quantité sous le signe sin hyp. :

$$\sin \operatorname{hyp.} \left[\frac{2(V^2 + v^2)}{396^2} \times \frac{273}{\tau} \times \cos^2 \alpha \right].$$

Or on sait que :

$$\sin \operatorname{hyp.} 2x = e^x - e^{-x},$$

avec :

$$e = 2,7183.$$

On sait également que :

$$e^x - e^{-x} = \frac{x}{1} + \frac{x^3}{3} + \frac{x^5}{5} + \dots$$

Réduisons ce développement en série à son premier terme, l'erreur absolue ainsi commise pour les données qui figurent ci-dessus est moindre que : 0,0000001, donc absolument négligeable. Nous pourrons donc écrire :

$$\begin{aligned} \sin \operatorname{hyp.} & \left[\frac{2\delta}{2g H_0} \times \frac{273}{\tau} \times (V^2 + v^2) \times \cos^2 \alpha \right] \\ & = \frac{273}{\tau} \times \frac{V^2 + v^2}{396^2} \times \cos^2 \alpha. \end{aligned}$$

Nous poserons que la surface du maître-couple de l'ailette est :

$$ml = k \times s,$$

ce qui nous donnera :

$$\mu = \operatorname{tg} \alpha + \frac{\delta b_1}{K} \times \frac{\cos \alpha}{f(\alpha)} + H_0 \times \frac{k}{K} \times \frac{273}{\tau} \times \frac{1}{396^2} \times \frac{\cos \alpha}{f(\alpha)},$$

ou finalement :

$$\mu = \operatorname{tg} \alpha + \frac{1}{K} \times \frac{\cos \alpha}{f(\alpha)} \left(\delta b_1 + H_0 k \times \frac{273}{\tau} \times \frac{1}{396^2} \right),$$

et d'après les très remarquables travaux de M. Soreau sur les voilures nous mettrons $f(\alpha)$ sous la forme :

$$f(\alpha) = \sin \alpha \left(1 + \frac{1 - \operatorname{tg} \alpha}{0,25 + \operatorname{tg} \alpha + 2 \operatorname{tg}^2 \alpha} \right).$$

Nous nous proposons d'appliquer cette formule donnant μ , au cas particulier suivant, répondant à des conditions pratiques moyennes parfaitement admissibles avec les coefficients le plus souvent employés :

$$K = 0,330 \text{ (Soreau)}; \quad \tau = 288 \text{ (15° C.)}; \quad H_0 = 10330; \\ \delta = 1,28; \quad b_1 = 0,001.$$

Il vient très sensiblement :

$$\mu = \operatorname{tg} \alpha + \frac{\cos \alpha}{f(\alpha)} (0,0038 + 0,172k),$$

ou bien, en posant :

$$\gamma = 0,0038 + 0,172k,$$

on aura :

$$\mu = \operatorname{tg} \alpha + \gamma \frac{1}{\operatorname{tg} \alpha \left(1 + \frac{1 - \operatorname{tg} \alpha}{0,25 + \operatorname{tg} \alpha + 2 \operatorname{tg}^2 \alpha} \right)},$$

ou finalement :

$$\mu = \operatorname{tg} \alpha + \gamma \frac{0,25 + \operatorname{tg} \alpha + 2 \operatorname{tg}^2 \alpha}{\operatorname{tg} \alpha (1,25 + 2 \operatorname{tg}^2 \alpha)}.$$

Si l'on néglige le frottement de l'air et la résistance à la pénétration du bord d'attaque, on a alors :

$$\mu = \operatorname{tg} \alpha,$$

et par suite :

$$\eta = \operatorname{tg} (\beta - \alpha) \frac{1 - \operatorname{tg} \alpha \operatorname{tg} (\beta - \alpha)}{\operatorname{tg} (\beta - \alpha) + \operatorname{tg} \alpha} = \frac{\operatorname{tg} (\beta - \alpha)}{\operatorname{tg} \beta},$$

expression simplifiée du rendement.

Reprendons notre calcul, nous avons posé :

$$k = \frac{ml}{s}.$$

Or sur la figure 13 nous voyons que :

$$s = al.$$

Nous avons donc :

$$k = \frac{ml}{al} = \frac{m}{a}.$$

Par conséquent k n'est autre chose que le coefficient d'allongement de la section de l'ailette, section considérée comme carène.

Les limites pratiques entre lesquelles varie k sont : 0,35 et 0,02 pour des hélices en bois et pour d'autres en métal.

On aura alors :

$$0,02 < k < 0,35.$$

Nous verrons plus loin les considérations qui fixent a et m ; *a priori* ces deux quantités, m surtout, sont fixées par la résistance des matériaux; chaque section de l'ailette doit résister : 1° à la traction par la force centrifuge; 2° à la flexion plane avec torsion par les efforts de réaction dus à l'air; nous verrons tout ceci en détails plus loin. La distance r qui fixe la position du maître-couple de l'ailette sera déterminée par des considérations expérimentales ainsi que le creux q .

26. — Angle d'attaque optimum. — Conditions optimales. — Ceci posé, nous pourrons écrire que :

$$\mu = \frac{\operatorname{tg}^2 \alpha (1,25 + 2 \operatorname{tg}^2 \alpha) + 0,25\gamma + \gamma \operatorname{tg} \alpha + 2\gamma \operatorname{tg}^2 \alpha}{1,25 \operatorname{tg} \alpha + 2 \operatorname{tg}^3 \alpha},$$

soit finalement :

$$\mu = \frac{2 \operatorname{tg}^4 \alpha + (1,25 + 2\gamma) \operatorname{tg}^2 \alpha + \gamma \operatorname{tg} \alpha + 0,25\gamma}{2 \operatorname{tg}^3 \alpha + 1,25 \operatorname{tg} \alpha}$$

La valeur de $\operatorname{tg} \alpha$ qui nous donnera l'angle d'attaque optimum sera celle qui rendra μ minimum, donc η_m

maximum. Or $\operatorname{tg} \alpha_m$ sera évidemment très petit; pour simplifier beaucoup les calculs, nous pourrons négliger dans l'expression de μ les termes du troisième degré et ceux de degrés supérieurs. Ce qui nous ramène à :

$$\mu = \frac{(1,25 + 2\gamma) \operatorname{tg}^2 \alpha + \gamma \operatorname{tg} \alpha + 0,25\gamma}{1,25 \operatorname{tg} \alpha}.$$

En annulant le numérateur de $\frac{d\mu}{d\alpha}$, on a :

$$1,25 \operatorname{tg} \alpha [2(1,25 + 2\gamma) \operatorname{tg} \alpha + \gamma] - 1,25 [(1,25 + 2\gamma) \operatorname{tg}^2 \alpha + \gamma \operatorname{tg} \alpha + 0,25\gamma] = 0,$$

ce qui, toutes réductions faites, nous donne :

$$\operatorname{tg} \alpha_m = \sqrt{\frac{0,25\gamma}{1,25 + 2\gamma}},$$

ou bien en fonction de k :

$$\operatorname{tg} \alpha_m = \sqrt{\frac{0,00095 + 0,043k}{1,2576 + 0,344k}}.$$

La valeur minimum de μ , correspondant à $\operatorname{tg} \alpha_m$, est avec une approximation bien suffisante pour la pratique :

$$\mu_m = \frac{(1,25 + 2\gamma) \operatorname{tg}^2 \alpha_m + \gamma \operatorname{tg} \alpha_m + 0,25\gamma}{1,25 \operatorname{tg} \alpha_m},$$

et comme

$$\operatorname{tg}^2 \alpha_m = \frac{0,25\gamma}{1,25 + 2\gamma},$$

on aura :

$$\mu_m = \frac{\gamma (0,50 + \operatorname{tg} \alpha_m)}{1,25 \operatorname{tg} \alpha_m},$$

soit :

$$\mu_m = 0,4 \frac{\gamma}{\operatorname{tg} \alpha_m} + \frac{\gamma}{1,25}.$$

Remplaçant $\operatorname{tg} \alpha_m$ par sa valeur, il vient finalement :

$$\mu_m = 0,8 [\gamma + \sqrt{\gamma (2\gamma + 1,25)}].$$

On aura, comme nous l'avons vu plus haut :

$$\operatorname{tg} (\beta - \alpha)_m = \sqrt{\mu_m^2 + 1} - \mu_m.$$

Il n'y aura aucun intérêt à évaluer cette expression en fonction de γ et encore moins de k ; on pourra écrire

de même :

$$\eta_{mm} = \operatorname{tg}^2(\beta - \alpha)_m = (\sqrt{\mu_m^2 + 1} - \mu_m)^2 \\ = 2\mu_m^2 - 2\mu_m \sqrt{\mu_m^2 + 1} + 1.$$

Remarquons que ces valeurs de μ_m et $(\beta - \alpha)_m$ sont celles qui rendent le rendement η maximum, mais ne correspondent nullement au minimum de recul λ . Ce recul correspondant sera :

$$\lambda_m = 1 - \frac{\operatorname{tg}(\beta - \alpha)_m}{\operatorname{tg} \beta_m}.$$

Nous voyons donc que plus $k = \frac{m}{a}$ sera petit, c'est-à-dire plus la palette sera de forme allongée en section, ou moins épaisse si l'on veut, plus γ sera petit, plus $\operatorname{tg} \alpha_m$ sera petit, plus μ sera petit, et plus par conséquent le rendement sera grand. Cette condition a surtout une grande importance vers le proximum de l'ailette qui, en général, a un très faible allongement. Nous voyons donc que, au proximum, l'ailette doit être le plus large possible et le plus mince possible ; cette condition se trouve fort bien réalisée dans les palettes métalliques, mais très difficilement dans les ailettes en bois, qui se trouvent à ce point de vue dans des conditions de fonctionnement particulièrement défavorables pour le proximum.

Hâtons-nous de dire que ce grave défaut est compensé en partie par les qualités pratiques de telles hélices, elles sont plus légères et beaucoup moins dangereuses en cas de rupture.

Dans une hélice en bois, par exemple, k décroît quand ρ augmente, ou si l'on veut, k décroît du proximum au distum dans les limites indiquées ci-dessus.

Si nous considérons k comme une variable dépendante de ρ , nous pourrons, à l'aide des formules suivantes, établir les variations de γ , de α_m , de μ_m , de

$\beta - \alpha)_m$, de β_m , de η_m , et de λ_m :

$$\begin{aligned}\gamma &= 0,0038 + 0,172k, \\ \operatorname{tg} \alpha_m &= \sqrt{\frac{0,25\gamma}{1,25 + 2\gamma}}, \\ \mu_m &= 0,8 [\gamma + \sqrt{\gamma(2\gamma + 1,25)}], \\ \operatorname{tg} (\beta - \alpha)_m &= \sqrt{\mu_m^2 + 1} - \mu_m, \\ \operatorname{tg} \beta_m &= \frac{\operatorname{tg} \alpha_m + \operatorname{tg} (\beta - \alpha)_m}{1 - \operatorname{tg} \alpha_m \operatorname{tg} (\beta - \alpha)_m}, \\ \eta_m &= (\sqrt{\mu_m^2 + 1} - \mu_m)^2, \\ \lambda_m &= 1 - \frac{\operatorname{tg} (\beta - \alpha)_m}{\operatorname{tg} \beta_m}.\end{aligned}$$

Cette dernière valeur de λ_m , n'est pas le minimum correspondant de λ , c'est λ_m , que nous calculerons plus loin.

Pour quelques valeurs de k comprises entre 0,02 et 0,35, nous avons calculé les valeurs correspondantes des fonctions précédentes optima ; elles figurent dans le tableau de la page 44 (voir plus loin).

UNE VARIABLE INDEPENDANTE	CONDITIONS OPTIMALES							λ_m
	K	γ	$\alpha_{m\mu}$	$\lg \alpha_{m\mu}$	μ_m	$\lg (\beta - \alpha_m)$	γ_m	
Section allongée...	0,037	0,01	2° 32'	0,0445	0,0983	0,9064	42° 10'	0,824
...	0,095	0,02	3° 34'	0,0622	0,1449	0,8656	44° 28'	0,750
...	0,153	0,03	4° 49'	0,0756	0,1814	0,8348	39° 52'	0,697
...	0,211	0,04	4° 58'	0,0867	0,2168	0,8065	38° 54'	0,654
...	0,269	0,05	5° 32'	0,0966	0,2492	0,7813	38° 0'	0,610
Section épaisse.....	0,327	0,06	5° 58'	0,1046	0,2772	0,7607	37° 16'	0,579
								0,492

Ce tableau nous a permis de tracer les courbes de la figure 15.

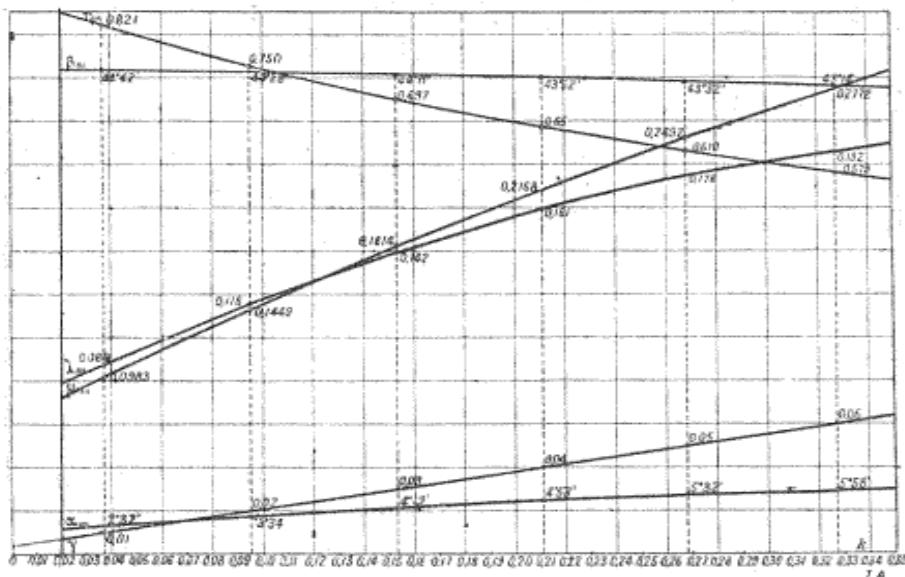


FIG. 15. — Variations de γ_m , α_m , μ_m , β_m , η_m et λ_m en fonction de k variable indépendante.

NOTA : λ_m ne correspond pas au minimum du recul, conditions optimales.

27. — Mais nous voyons que nous nous sommes placés dans un cas bien particulier en pratique, puisque, pour ce cas spécial, β_m est à peu près constant, ce qui nous amènerait à avoir une ailette qui ne serait plus une portion de surface hélicoïdale, mais une surface plane ! On a bien une tendance à faire des hélices à pas croissant du proximum au distum, et cela avec raison, comme nous le verrons plus loin ; mais, de là à remplacer systématiquement la palette hélicoïdale par un plan, il y a de la marge ! Examinons d'ailleurs d'un peu plus près ce qui se passe dans ce cas très particulier, au point de vue théorique seul, bien entendu.

Désignons par f la fraction du pas total utilisée pour la section étudiée, soit p_0 le pas total correspondant :

β varie tout le long du rayon ρ , du proximum au distum, et l'on voit immédiatement que l'on a, d'après la figure n° 14, dans laquelle $BD = fp_0$:

$$fp_0 = a \sin \beta,$$

et comme :

$$\sin \beta = \frac{\operatorname{tg} \beta}{\sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \beta}},$$

on voit que, finalement :

$$a = f \sqrt{p_0^2 + 4\pi^2 \rho^2}.$$

Or, nous avons posé plus haut :

$$k = \frac{m}{a}.$$

Prenons ρ comme variable indépendante; comme variables dépendantes, nous aurons a donné par la formule ci-dessus, k , γ , $\operatorname{tg} \alpha_m$, μ_m , $\operatorname{tg} (\beta - \alpha)_m$, $\operatorname{tg} \beta_m$; or, nous avons huit relations entre sept quantités, d'où nous tirons cette conclusion que μ varie avec ρ ; cherchons cette loi de variation. Dans le cas particulier qui nous occupe pour simplifier les écritures, nous supprimerons tous les indices m .

Nous avons :

$$\operatorname{tg} \alpha = \sqrt{\frac{0,25 \gamma}{1,25 + 2\gamma}},$$

d'où nous tirons :

$$\gamma = \frac{1,25 \operatorname{tg}^2 \alpha}{0,25 - 2 \operatorname{tg}^2 \alpha};$$

or :

$$\mu = \gamma \frac{0,50 + \operatorname{tg} \alpha}{1,25 \operatorname{tg} \alpha};$$

en y remplaçant γ par sa valeur, il vient :

$$\mu = \operatorname{tg} \alpha \frac{0,50 + \operatorname{tg} \alpha}{0,25 - 2 \operatorname{tg}^2 \alpha}.$$

On a :

$$\operatorname{tg} (\beta - \alpha) = \sqrt{\mu^2 + 1} - \mu,$$

ou :

$$\operatorname{tg}(\beta - \alpha) = \sqrt{\frac{5 \operatorname{tg}^4 \alpha + \operatorname{tg}^3 \alpha - 0,75 \operatorname{tg}^2 \alpha + 0,0625}{0,25 - 2 \operatorname{tg}^2 \alpha} - \operatorname{tg} \alpha (0,50 + \operatorname{tg} \alpha)}.$$

Encore une fois nous négligerons ici sous le radical les termes du troisième degré et au-dessus en $\operatorname{tg} \alpha$, car $\operatorname{tg} \alpha$ est très petit, et l'erreur ainsi commise est insensible ; nous écrirons alors :

$$\begin{aligned}\operatorname{tg}(\beta - \alpha) &= \frac{\sqrt{-0,75 \operatorname{tg}^2 \alpha + 0,0625} - \operatorname{tg} \alpha (0,50 + \operatorname{tg} \alpha)}{0,25 - 2 \operatorname{tg}^2 \alpha} \\ &= \frac{\operatorname{tg} \beta - \operatorname{tg} \alpha}{1 + \operatorname{tg} \beta \operatorname{tg} \alpha},\end{aligned}$$

d'où :

$$\begin{aligned}(1 + \operatorname{tg} \beta \operatorname{tg} \alpha) \sqrt{-0,75 \operatorname{tg}^2 \alpha + 0,0625} \\ = \operatorname{tg} \alpha (0,50 + \operatorname{tg} \alpha) (1 + \operatorname{tg} \beta \operatorname{tg} \alpha) + (0,25 - 2 \operatorname{tg}^2 \alpha) (\operatorname{tg} \beta - \operatorname{tg} \alpha).\end{aligned}$$

Ce qui, tous calculs faits et en négligeant derechef les termes de degré supérieur au second en $\operatorname{tg} \alpha$, après avoir élevé au carré les deux membres de cette égalité, nous amène à l'équation suivante du deuxième degré en $\operatorname{tg} \alpha$:

$$\begin{aligned}\operatorname{tg}^2 \alpha [0,50 \operatorname{tg} \beta - 0,8125 (1 - \operatorname{tg}^2 \beta)] \\ + 0,01 \operatorname{tg} \beta \operatorname{tg} \alpha + 0,0625 (1 - \operatorname{tg}^2 \beta) = 0.\end{aligned}$$

Nous écrirons que cette équation a les mêmes racines en $\operatorname{tg} \alpha$ que :

$$\operatorname{tg}^2 \alpha (1,25 + 2\gamma) - 0,25\gamma = 0,$$

ce qui finalement nous donne :

$$\frac{0,50 \operatorname{tg} \beta - 0,8125 (1 - \operatorname{tg}^2 \beta)}{1,25 + 2\gamma} = -\frac{0,0625 (1 - \operatorname{tg}^2 \beta)}{0,25\gamma}$$

ou bien :

$$\gamma = 0,0038 + 0,172 \frac{m}{a} = \frac{0,0781 (1 - \operatorname{tg}^2 \beta)}{0,0681 (1 - \operatorname{tg}^2 \beta) - 0,125 \operatorname{tg} \beta},$$

d'où :

$$m = \frac{a}{0,172} \frac{0,0778 (1 - \operatorname{tg}^2 \beta) + 0,00475 \operatorname{tg} \beta}{0,0681 (1 - \operatorname{tg}^2 \beta) - 0,125 \operatorname{tg} \beta},$$

et comme :

$$\operatorname{tg} \beta = \frac{p_0}{2\pi\rho},$$

on aura :

$$m = \frac{a}{0,172} \frac{0,0778 (4\pi^2\rho^2 - p_0) + 0,00475 \times 2\pi\rho p_0}{0,0681 (4\pi^2\rho^2 - p_0) + 0,125 \times 2\pi\rho p_0};$$

enfin :

$$a = f \sqrt{p_0^2 + 4\pi^2\rho^2},$$

d'où l'expression de m en fonction de ρ :

$$m = 3,8f \sqrt{p_0^2 + 4\pi^2\rho^2} \frac{0,0778 (4\pi^2\rho^2 - p_0^2) - 0,00475 \times 2\pi\rho p_0}{0,0681 (4\pi^2\rho^2 - p_0^2) + 0,125 \times 2\pi\rho p_0}.$$

On ne voit pas, *a priori*, si m décroît avec ρ , ou au contraire s'il est croissant; cela dépend de a et de f .

En somme, ce cas tout théorique ne peut être réalisé pratiquement pour la raison que β serait constant ou à peu près; or, nous voyons que $\operatorname{tg}(\beta - \alpha)_m$ augmente du proximum au distum et comme :

$$\operatorname{tg}(\beta - \alpha)_m = \frac{p}{2\pi\rho}$$

et que ρ croît, on serait obligé d'admettre que l'avance par tour p augmente du proximum au distum, ce qui est absolument inadmissible, car p est forcément constant.

Il faudra donc nous résoudre à prendre α_m , mais non pas β_m ; dans ce cas, nous aurons bien μ_m , mais le rendement η ne sera pas maximum, car la valeur de $\operatorname{tg}(\beta - \alpha)$ sera plus petite que $\sqrt{\mu^2 + 1} - \mu$.

28. — Nous avons tracé sur la figure 16 les variations de μ en fonction de $\operatorname{tg}\alpha$ pour différentes valeurs de k ; nous savons que les minima de μ donnent les plus grandes valeurs de η , donc les minima de α donnent les maxima de η . Ces courbes ont été tracées d'après la formule suivante :

$$\mu = \operatorname{tg}\alpha + (0,0038 + 0,172k) \frac{0,25 + \operatorname{tg}\alpha + 2\operatorname{tg}^2\alpha}{\operatorname{tg}\alpha (1,25 + 2\operatorname{tg}^2\alpha)},$$

en prenant pour k six valeurs différentes :

$$0,037 - 0,095 - 0,153 - 0,211 - 0,269 - 0,327.$$

Si $\alpha = 0$, $\operatorname{tg} \alpha = 0$, on voit que $\mu = \infty$, l'axe vertical est donc asymptote à la famille de courbes, ou leur est tangente commune à l'infini ; pour $\alpha = 90^\circ$, $\operatorname{tg} \alpha = \infty$, on a $\mu = \infty$, la verticale $\alpha = 90^\circ$ est donc également asymptote à la famille des courbes.

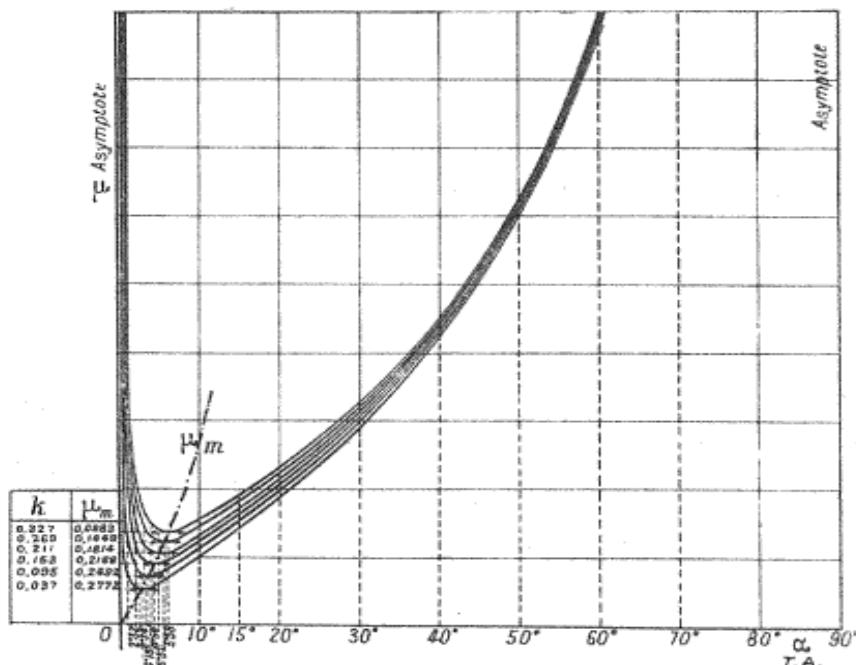


FIG. 16. — Variations de μ en fonction de α pour différentes valeurs de k . Valeurs de μ_m minimum optimum en fonctions de α_m [optimum, k variable indépendante].

Le tableau ci-dessous, dans lequel figurent les valeurs importantes de ces fonctions, précise les différentes valeurs de μ et de α , qui ont permis de tracer ces courbes (Voir page 50).

α	$\operatorname{tg} \alpha$	$k = 0,037$	$k = 0,095$	$k = 0,153$	$k = 0,211$	$k = 0,269$	$k = 0,327$
		$\gamma = 0,01$	$\gamma = 0,02$	$\gamma = 0,03$	$\gamma = 0,04$	$\gamma = 0,05$	$\gamma = 0,06$
1°	0,047	0,144	0,274	0,398	0,525	0,652	0,779
2°	0,035	0,106 minimum	0,165	0,230	0,295	0,370	0,425
3°	0,032	0,103	0,146 minimum	0,190	0,236	0,282	0,328
4°	0,070	0,107	0,146	0,182 minimum	0,218 minimum	0,255	0,292
5°	0,087	0,119	0,154	0,183	0,217	0,250 minimum	0,279 minimum
10°	0,176	0,197	0,218	0,239	0,260	0,284	0,302
15°	0,268	0,286	0,304	0,322	0,340	0,358	0,376
20°	0,364	0,380	0,396	0,412	0,428	0,444	0,460
30°	0,577	0,580	0,603	0,616	0,629	0,642	0,655
40°	0,839	0,840	0,861	0,872	0,883	0,894	0,905
50°	1,192	1,200	1,208	1,216	1,224	1,332	1,240
60°	1,732	1,738	1,752	1,756	1,760	1,764	1,768
70°	2,904	2,908	2,912	2,916	2,920	2,924	2,928

Les minima de μ sont donnés par la formule :

$$\mu_m = 0,8 [\gamma + \sqrt{\gamma(2\gamma + 1,25)}]$$

et les valeurs correspondantes de $\operatorname{tg} \alpha_m$ par :

$$\operatorname{tg} \alpha_m = \sqrt{\frac{0,25\gamma}{1,25 + 2\gamma}}.$$

Ces valeurs sont résumées dans le tableau ci-dessous :

k	0,037	0,095	0,153	0,211	0,269	0,327
γ	0,01	0,02	0,03	0,04	0,05	0,06
α_m	2° 32'	3° 34'	4° 49'	4° 58'	5° 32'	5° 58'
μ_m	0,0983	0,1449	0,1814	0,2168	0,2492	0,2772
Forme de Section	Allongée					Épaisse

Nous avons donc, en joignant ces points sur la figure 16, les variations de μ_m en fonction de α , donc la courbe marquée μ_m . Par suite, pour avoir l'angle d'attaque optimum qui correspond à une section donnée, on mesurera $k = \frac{m}{a}$, coefficient d'allongement de cette section, et la courbe α_m (fig. 15) donnera l'angle d'attaque cherché optimum : α_m .

Comme conclusion à tout ceci, nous dirons que, à une section de forme déterminée, correspond un angle d'attaque optimum, et que, dans les limites pratiques extrêmes adoptées pour k de 0,02 à 0,35, l'angle α_m est toujours compris entre 2° pour une section allongée et 6° pour une section épaisse.

29. — Module. — Variations du pas p_0 le long du rayon. — Pour que chaque section, sous l'influence de la réaction de l'air qui la sollicite, tende à s'avancer avec une vitesse connue et constante v , il faut que l'avance par tour p de chacune de ces sections reste une constante, du proximum au distum.

Nous appellerons avec M. Drzewiecki : *module*, la quantité constante

$$\varphi = \frac{p}{2\pi}.$$

C'est évidemment une longueur. On aura, si l'on veut en partant des données même du problème :

$$\varphi = \frac{v}{2\pi n},$$

v étant la vitesse d'avancement de l'hélice suivant son axe par rapport à l'air, n le nombre de tours par seconde qui correspond à une puissance Φ donnée, qui est, soit la puissance maxima du moteur, et alors on se trouve dans les conditions limites du vol possible, ou bien, qui lui est inférieure, et alors on a une marge

plus ou moins grande comme excès de puissance.

Nous avons vu précédemment que l'on peut écrire :

$$\frac{p}{p_0} = \frac{\operatorname{tg}(\beta - \alpha)}{\operatorname{tg} \beta}.$$

Nous nous placerons, comme nous l'avons vu plus haut, dans le cas de α_m , angle d'attaque optimum ; nous avons déjà de ce fait des conditions d'utilisation beaucoup plus avantageuses.

Nous écrirons alors :

$$p_0 = p \frac{\operatorname{tg} \beta}{\operatorname{tg}(\beta - \alpha)} = p \frac{\operatorname{tg} \beta (1 + \operatorname{tg} \alpha \operatorname{tg} \beta)}{\operatorname{tg} \beta - \operatorname{tg} \alpha}.$$

Nous voyons que, pour $\beta = \alpha$, à l'infini de l'axe de l'hélice, $p_0 = \infty$, et pour $\beta = 90^\circ$, sur l'axe, $p_0 = \infty$; donc, entre ces deux valeurs, p_0 passe par un minimum ; cherchons à le déterminer. En annulant le numérateur de sa dérivée, il vient, tous calculs faits,

$$\operatorname{tg} \beta_{m'} = \operatorname{tg} \alpha + \sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \alpha}.$$

En portant dans l'expression de p_0 , on a comme valeur minimum de p_0 :

$$p_{0m'} = p (\operatorname{tg} \alpha + \sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \alpha})^2.$$

La valeur de ρ qui correspond à ce minimum du pas p_0 est :

$$\rho_{m'} = \varphi (\operatorname{tg} \alpha + \sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \alpha}).$$

Nous avons vu plus haut que plus α_m est petit, c'est-à-dire plus l'allongement de la section est grand, meilleur est le rendement :

FORME DE SECTION	α_m	$\operatorname{tg} \alpha_m$	$\operatorname{tg} \beta_{m'}$	$\beta_{m'}$
Épaisse.....	6°	0,105	1,110	48°
Allongée.....	2°	0,045	1,036	46°

Somme toute, cette valeur de $\beta_{m'}$ est toujours voisine de 47° ; par conséquent on peut dire que c'est au

proximum ou très près de lui, pour une inclinaison moyenne de 47° de l'ailette, que le pas p_0 est minimum ; nous avons vu plus haut sa valeur ; le pas de l'hélice doit aller ensuite en croissant jusqu'au distum où il est maximum.

La fonction :

$$p_0 = p \frac{\operatorname{tg} \beta}{\operatorname{tg}(\beta - \alpha)},$$

variable et croissante avec φ , permet de calculer chaque valeur de p_0 et par suite de tracer l'épure de l'hélice.

30. — Variations du recul le long du rayon. —

Comment varie le recul ? On a :

$$\lambda = 1 - \frac{p}{p_0}.$$

Pour $\beta = \alpha$, à l'infini de l'axe, $p_0 = \infty$, donc $\lambda = 1$.

Pour $\beta = 90^\circ$, sur l'axe, $p_0 = \infty$, donc $\lambda = 1$.

Entre ces deux valeurs du recul se trouve donc une valeur minimum, il suffit de remplacer dans l'expression de λ , p_0 par p_{0m}' ; il vient, tous calculs faits,

$$\lambda_{m'} = \frac{2 \operatorname{tg} \alpha}{\operatorname{tg} \alpha + \sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \alpha}}.$$

Ce recul minimum correspond pour les mêmes raisons que ci-dessus à une section très voisine du proximum. Au delà de cette section le recul augmente jusqu'à être égal à 1 à l'infini de l'axe ; le recul de l'hélice est donc la moyenne de tous ces différents reculs. Dans le voisinage du proximum, pour cette valeur de $\beta_{m'}$, on peut résumer dans le tableau suivant les valeurs de α_m , $\operatorname{tg} \alpha_m$, $\operatorname{tg} \beta_{m'}$, $\beta_{m'}$, p_{0m}' , $p_{m'}$, $\lambda_{m'}$.

FORME DE LA SECTION	k	γ	α_m	$\operatorname{tg} \alpha_m$	$\operatorname{tg} \beta_m'$	β_m'	$p_{0m'}$	p_{0m}	$\varphi_{m'}$	φ_m	λ_m'
Allongée.....	0,037	0,01	$2^\circ 32'$	0,0445	1,0455	$46^\circ 45'$	$4,094p$	$1,0455\varphi$	0,085		
—	0,095	0,02	$3^\circ 34'$	0,0622	1,0641	$46^\circ 46'$	$4,132p$	$1,064\varphi$	0,146		
—	0,453	0,03	$4^\circ 19'$	0,0756	1,0784	$47^\circ 8'$	$4,462p$	$1,0784\varphi$	0,440		
—	0,241	0,04	$4^\circ 58'$	0,0867	1,0904	$47^\circ 28'$	$4,488p$	$1,0904\varphi$	0,458		
—	0,269	0,05	$5^\circ 32'$	0,0966	1,1012	$47^\circ 45'$	$4,242p$	$1,4012\varphi$	0,474		
Épaisse	0,327	0,06	$5^\circ 58'$	0,1046	1,1400	$48^\circ 0'$	$4,232p$	$1,4100\varphi$	0,488		

En comparant ces valeurs minima, λ_m' , aux valeurs correspondantes de λ_m , on voit que $\lambda_m' < \lambda_m$ pour une même section ; λ_m' est donc la valeur minima du recul. On voit immédiatement que ce sont les sections de forme très allongée qui donnent le plus petit recul au proximum, qui sont par conséquent les plus avantageuses. Mais λ_m' est-elle la valeur optimum du recul ? Nous voyons que non, parce que la valeur optimum du recul ne peut être que celle qui correspond au plus grand rendement possible, c'est donc λ_m ; d'ailleurs ces deux quantités ne sont pas toujours très voisines, et si on les confond l'une et l'autre, cela revient à écrire que $\mu = \operatorname{tg} \alpha$, ce qui évidemment est bien peu exact, car les valeurs de $\operatorname{tg} \alpha$ sont très petites, et l'erreur relative commise en négligeant la seconde partie de la fonction μ est assez considérable ; cela revient, comme nous l'avons vu précédemment, à négliger le frottement de l'air et la résistance à la pénétration du bord de l'ailette. On peut montrer ceci très facilement de la manière suivante ; on part de :

$$\operatorname{tg} \beta_m' = \operatorname{tg} \alpha + \sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \alpha}.$$

C'est, comme nous l'avons vu, la racine de :

$$\operatorname{tg}^2 \beta - 2 \operatorname{tg} \alpha \operatorname{tg} \beta - 1 = 0$$

ou bien de :

$$\operatorname{tg}^2 \beta - \operatorname{tg} \alpha \operatorname{tg} \beta = 1 + \operatorname{tg} \alpha \operatorname{tg} \beta$$

ou :

$$\operatorname{tg} \beta (\operatorname{tg} \beta - \operatorname{tg} \alpha) = 1 + \operatorname{tg} \alpha \operatorname{tg} \beta.$$

Ce qui nous ramène à :

$$\operatorname{tg} (\beta - \alpha) = \frac{1}{\operatorname{tg} \beta} = \frac{1}{\operatorname{tg} \alpha + \sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \alpha}}.$$

Or :

$$\operatorname{tg} (\beta - \alpha) = \sqrt{\mu^2 + 1} - \mu.$$

ce qui nous ramène finalement à :

$$\sqrt{\mu^2 + 1} - \mu = \frac{1}{\operatorname{tg} \alpha + \sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \alpha}}.$$



Si on fait dans cette égalité $\mu = \operatorname{tg} \alpha$, on a :

$$\sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \alpha} - \operatorname{tg} \alpha = \frac{1}{\operatorname{tg} \alpha + \sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \alpha}}$$

ou :

$$1 + \operatorname{tg}^2 \alpha - \operatorname{tg}^2 \alpha = 1,$$

qui est une identité. On a alors :

$$\begin{aligned}\lambda_m &= 1 - \frac{\operatorname{tg}(\beta - \alpha)_m}{\operatorname{tg} \beta_m} = 1 - \frac{\sqrt{\mu^2 + 1} - \mu}{\operatorname{tg} \alpha + \sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \alpha}} \\ &= \frac{2 \operatorname{tg} \alpha}{\operatorname{tg} \alpha + \sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \alpha}} = \lambda'_m.\end{aligned}$$

31.— Mais cette manière de faire est-elle légitime ?

Nous avons vu que non. En pratique on ne prendra comme recul optimum que λ_m seul. On voit que, à partir du proximum, pour lequel on a déjà un recul appréciable, faible dans les hélices métalliques (à la condition que l'ailette soit déjà large au proximum), et bien plus élevé dans les hélices en bois, le recul λ croît rapidement jusqu'au distum.

Par conséquent on a intérêt capital à prendre un recul le plus faible possible, voisin de 10 % au proximum, et à avoir une aile longue, de façon à ce que le recul moyen ne soit pas trop considérable. Si au contraire on part déjà au proximum avec un recul assez grand, 18 % environ, on ne pourra prendre une aile bien longue, car de suite le recul croîtra et prendra une valeur moyenne très élevée. Certains fabricants d'hélices en bois adoptent des reculs moyens de 22 % à 30 % ; il ne faut guère se faire d'illusions à ce sujet, il ne leur est pas possible de faire autrement !

Comme conclusion, nous pourrons dire que les ailettes métalliques sont, au point de vue du recul minimum, dans de bien meilleures conditions que celles en bois. De plus il est plus facile de faire une grande hélice métallique ayant un petit recul, qu'une grande

hélice en bois de mêmes caractéristiques, et dont le recul sera forcément beaucoup plus grand que celui de la première hélice.

Malheureusement le grand danger que présentent les hélices métalliques tournant très vite, en cas de rupture, les très grandes difficultés de construction, ainsi que le prix de revient très élevé, ont fait préférer à une augmentation de rendement assez faible, mais sensible, le bas prix de revient, la légèreté et le moindre danger des hélices en bois.

32. — En résumé, toute cette théorie n'a en aucune façon la prétention d'être définitive : nous n'avons établi ici que des exemples pour un cas particulier donné ; mais nous devrons dire que ce cas est un cas moyen, le plus souvent réalisé en pratique, au coefficient b_1 près, cependant. Nous avons :

$$\mu = \operatorname{tg} \alpha + \gamma \frac{\cos \alpha}{f(\alpha)}.$$

La seule incertitude de la valeur de μ provient de $f(\alpha)$, qui est connue, mais pas d'une manière absolue, et de γ . L'expression de γ est :

$$\gamma = \frac{1}{K} \left(\delta b_1 + H_0 k \frac{273}{\tau} \frac{A}{396^2} \right),$$

dans laquelle K est le coefficient de la résistance de l'air, δ la densité de l'air à la température absolue τ et sous la pression H_0 en kilogrammes par mètre carré, b_1 le coefficient de frottement qui dépend essentiellement du degré de poli de la surface de l'intrados de l'ailette, et k le coefficient d'allongement de la section considérée.

Nous avons pris $b_1 = 0,001$; cette valeur a été choisie d'après de nombreux calculs sur des chiffres provenant d'essais de différentes hélices.

Cette théorie a le mérite d'être assez simple, et de

cadrer d'une manière le plus souvent satisfaisante avec les valeurs employées couramment dans la construction des hélices ; elle met en relief, pour chaque section, l'angle d'attaque optimum ainsi que le rendement correspondant ; nous voyons ainsi que le rendement maximum que puisse fournir une hélice dans les conditions pratiques les plus favorables est de 820/0. En tout cas, cette théorie met en garde contre les essais actuels au point fixe, pour lesquels il est impossible que la veine fluide, dans laquelle se meut l'hélice, ait une vitesse constante en tous points, et égale à v , à son arrivée au contact du bord d'attaque ; comme conséquence, l'angle d'attaque n'a aucunement la valeur pour laquelle l'hélice a été étudiée, et le rendement calculé de cette manière est un chiffre absolument fantaisiste.

Il n'y a qu'un procédé de vraiment valable pour essayer une hélice au point fixe et en tirer des résultats certains, c'est la méthode du tunnel préconisé par M. Drzewiecki.

Nous avons l'espoir que notre modeste contribution éclairera d'une manière plus nette la théorie bien connue et universellement appréciée de l'angle d'attaque.

CHAPITRE IV

33. — Influence de l'angle d'attaque et de l'angle d'inclinaison sur le rendement. — Nous avons vu précédemment que les conditions de fonctionnement les plus favorables que nous puissions adopter sont celles dans lesquelles α est optimum, et défini par :

$$\operatorname{tg} \alpha_m = \sqrt{\frac{0,25\gamma}{1,25 + 2\gamma}},$$

avec :

$$\gamma = 0,0038 + 0,172k,$$

k étant le coefficient d'allongement de la section considérée : $k = \frac{m}{a}$.

Nous prendrons la valeur de μ correspondante à cet angle optimum :

$$\mu_m = 0,8 [\gamma + \sqrt{\gamma(2\gamma + 1,25)}],$$

et pour six formes différentes de sections, d'allongements k différents, nous aurons les six valeurs suivantes de μ_m que nous avons choisies :

$$\underbrace{0,277 - 0,249 - 0,217}_{\text{Section Épaisse ou Proximum.}} - \underbrace{0,181 - 0,145 - 0,098}_{\text{Section Allongée ou Distum.}}$$

A l'aide de la formule :

$$\eta = \operatorname{tg}(\beta - \alpha) \frac{1 - \mu_m \operatorname{tg}(\beta - \alpha)}{\operatorname{tg}(\beta - \alpha) + \mu_m}.$$

Nous tracerons une famille de six courbes différentes pour chacune des valeurs de μ_m , donc de l'angle d'attaque α_m , qui représenteront chacune les variations du rendement η en fonction de $\beta - \alpha$.

Ces variations sont représentées sur la figure 17.

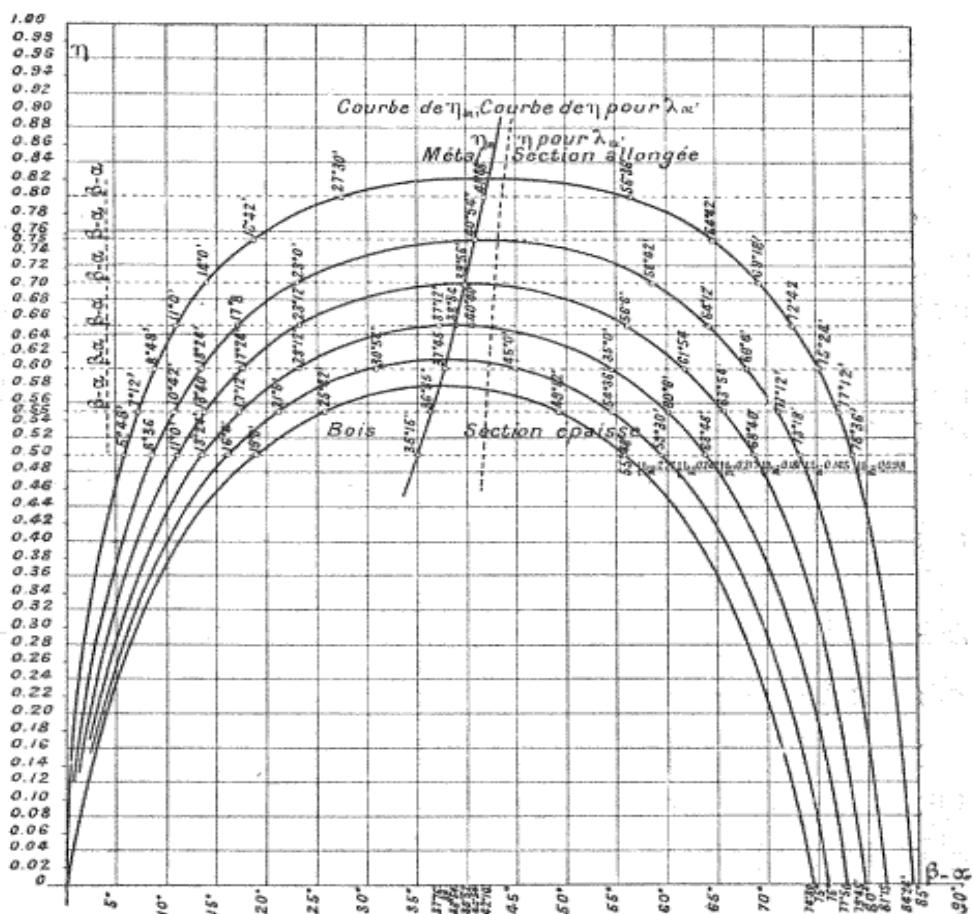


Fig. 17.

Le tableau suivant nous a servi à son établissement.

Nous avons tracé sur cette figure la courbe des rendements maxima pour les différentes valeurs de μ_m . Nous voyons d'ores et déjà que le maximum de rendement disponible est 0,821 et correspond à une section d'ailette de forme très allongée, puisque le coefficient

d'allongement correspondant est : $k = 0,037$, ce qui représente déjà une ailette extrêmement mince.

$\beta - \alpha$	$\operatorname{tg}(\beta - \alpha)$	$\mu_m=0,277$	$\mu_m=0,249$	$\mu_m=0,217$	$\mu_m=0,181$	$\mu_m=0,145$	$\mu_m=0,098$
0°	0	0	0	0	0	0	0
5°	0,087	0,233	0,253	0,281	0,319	0,370	0,466
10°	0,176	0,369	0,396	0,434	0,478	0,534	0,632
15°	0,268	0,457	0,485	0,521	0,568	0,624	0,715
20°	0,364	0,509	0,540	0,577	0,625	0,679	0,760
25°	0,466	0,546	0,576	0,610	0,660	0,710	0,788
30°	0,577	0,569	0,597	0,635	0,681	0,732	0,809
35°	0,700	0,577	0,607	0,646	0,692	0,744	0,818
37°16'	0,761	0,579	0,609	0,648	0,694	0,746	0,818
38° 0'	0,781	0,578	0,610	0,650	0,695	0,747	0,819
38°54'	0,807	0,578	0,609	0,654	0,696	0,748	0,819
39°52'	0,835	0,577	0,609	0,650	0,697	0,749	0,820
40°	0,839	0,576	0,608	0,650	0,696	0,749	0,820
40°54'	0,866	0,575	0,607	0,649	0,695	0,750	0,820
42°10'	0,906	0,573	0,606	0,648	0,694	0,749	0,821
45°	1,000	0,568	0,601	0,643	0,692	0,748	0,820
50°	1,192	0,542	0,583	0,624	0,673	0,740	0,814
55°	1,428	0,507	0,542	0,600	0,658	0,720	0,805
60°	1,732	0,452	0,495	0,554	0,620	0,691	0,783
65°	2,145	0,360	0,419	0,486	0,564	0,643	0,755
70°	2,747	0,219	0,290	0,376	0,474	0,572	0,708
74°30'	3,610	0	0,093	0,204	0,330	0,458	0,628
76°	4,014		0	0,121	0,260	0,404	0,592
77°50'	4,638			0	0,156	0,319	0,535
79°45'	5,530				0	0,193	0,450
80°	5,671					0,175	0,437
81°54'	6,900					0	0,320
84°24'	10,200						0

Les sections allongées ont le gros avantage de permettre pour une limite inférieure donnée du rendement, au-dessous de laquelle on ne veut pas descendre, 0,50 par exemple, une très grande variation de l'angle $\beta - \alpha$ pour une petite variation du rendement, ce qui est très avantageux. En effet cela représente une grande amplitude de variation relative de β , donc de ρ , et permet

à volonté de faire de grandes hélices tournant lentement ou de petites tournant très vite ; le problème présente alors une étendue de solutions beaucoup plus grande, l'avantage restant cependant aux premières, comme nous le verrons plus loin. On peut même dire que, dans des limites peu étendues, le rendement est sensiblement constant pour les sections très allongées.

Pour les sections épaisses, au contraire, la courbe du rendement est très pointue et présente de très grands écarts pour de petites variations.

34. — Considérons donc différentes valeurs du rendement η :

$$0,50 — 0,55 — 0,60 — 0,65 — 0,70 — 0,75 — 80.$$

Coupons la famille de ces courbes par les horizontales représentatives de ces valeurs de η ; chacune de ces horizontales détermine dans ces courbes une série de valeurs différentes pour $\beta - \alpha_m$, valeurs consignées dans le tableau (p. 64 et 65).

Comme à chaque valeur de k , donc à chaque forme de section, correspond un angle d'attaque optimum α_m , et qu'à cet angle correspond une valeur optimum η_m , ces angles α seront propres à chacune des courbes. Donc nous pouvons aisément calculer chaque angle d'inclinaison β , qui correspond à chacun des points d'intersection d'une horizontale avec la famille des courbes. Nous avons vu d'autre part, au début de cette étude, que :

$$\operatorname{tg}(\beta - \alpha) = \frac{p}{2\pi\rho} = \frac{\varphi}{\rho},$$

d'où :

$$\rho = \varphi \operatorname{cotg}(\beta - \alpha).$$

Nous pourrons donc, pour chacun des points d'intersection, calculer le rayon correspondant en fonction du module φ qui, lui, est déterminé par les données mêmes.

du problème : nous avons introduit ces valeurs dans le tableau précédent. Lorsqu'on fixe une valeur de φ et une limite inférieure du rendement au-dessous de laquelle on ne veut pas descendre, on a immédiatement le diamètre de l'hélice; ce résultat est très remarquable et s'obtient sans calculs pénibles; la plus grande valeur de ρ correspond à une valeur de μ_m que l'on se donne et qui détermine l'allongement de la section.

Par des considérations de résistance des matériaux on fixera la grandeur de cette section. Puis on divisera le rayon en un certain nombre de parties égales, et pour chaque valeur de ρ on déterminera l'allongement de la section correspondante et sa grandeur.

En ne considérant que les valeurs maxima de ρ qui correspondent aux plus petites valeurs de $\beta - \alpha$, donc au distum, on voit que, lorsque φ est petit, ce qui correspond à de très grandes vitesses de rotation et à de petites vitesses d'avancement, pour avoir un rendement acceptable et encore bien faible, on ne peut avoir recours qu'à de petits diamètres, et l'ailette ne peut être que très mince, donc en métal. Sans cela une hélice en bois obérerait encore plus le rendement, qui arriverait à être très bas. Un simple chiffre pratique nous montrera toute l'importance de ceci.

Supposons une vitesse d'avancement de 10 mètres par seconde et une vitesse de rotation de 30 tours par seconde, le module est :

$$\varphi = 0,459 \times \frac{10}{30} = 0,053.$$

Pour $\eta = 0,50$ minimum, la plus grande valeur de ρ est $0^m,97$, ce qui représente un diamètre de $1^m,94$, donc une section allongée au maximum, et nécessite une ailette en métal; en bois il ne faudrait pas compter dépasser pour le même rendement $0^m,54$ de diamètre,

VALEURS DE α_m	$\eta_i = 0,50$			$\eta_i = 0,55$			$\eta_i = 0,60$			$\eta_i = 0,65$			$\eta_i = 0,70$			$\eta_i = 0,75$			$\eta_i = 0,80$					
	$\beta - \alpha_m$	β	ρ																					
Section																								
Allongée																								
0,0983	2° 32'	78° 36'	81° 8'	0,2029	71° 12'	79° 44'	0,2289	75° 24'	77° 56'	0,2619	72° 42'	75° 44'	0,3129	69° 18'	71° 50'	0,3789	64° 42'	67° 14'	0,4739	56° 36'	59° 8'	0,6409		
0,4449	3° 34'	73° 18'	76° 52'	0,3009	71° 42'	74° 46'	0,3419	68° 6'	74° 40'	0,4029	66° 12'	67° 46'	0,4849	58° 42'	62° 16'	0,6109								
0,4814	4° 19'	68° 40'	72° 59'	0,3949	65° 34'	70° 43'	0,4479	64° 54'	66° 13'	0,5349	56° 6'	60° 25'	0,6729											
0,2168	4° 58'	63° 48'	68° 46'	0,5929	60° 6'	65° 4'	0,7539	55° 0'	59° 58'	0,7009	46° 40'	45° 38'	1,1649											
0,2492	5° 32'	59° 30'	65° 2'	0,5899	54° 36'	60° 8'	0,7469	45° 0'	50° 32'	1,0009														
0,2772	5° 58'	55° 48'	61° 46'	0,6809	49° 12'	55° 10'	0,8639																	
Section																								
Epaisse																								
Allongée																								
0,2772	5° 58'	49° 0'	24° 58'	2,9049	21° 42'	31° 40'	2,0789																	
0,2492	3° 32'	16° 6'	21° 38'	3,0569	21° 6'	26° 38'	2,5989	30° 54'	36° 26'	1,6719														
0,2468	4° 58'	43° 24'	48° 22'	4,4899	47° 42'	22° 40'	3,2649	23° 42'	28° 10'	2,3339	37° 42'	42° 10'	1,3179											
0,4814	4° 19'	11° 0'	15° 19'	5,1459	13° 40'	11° 59'	4,1439	14° 24'	21° 43'	3,4919	23° 12'	27° 31'	2,3339											
0,4449	3° 34'	8° 36'	42° 10'	6,6139	10° 42'	14° 46'	5,2939	13° 24'	16° 58'	4,4989	17° 6'	20° 40'	3,2479	23° 0'	26° 34'	2,3569								
0,0983	2° 32'	5° 48'	7° 20'	10,8409	7° 42'	9° 44'	7,7349	8° 48'	21° 20'	6,4609	11° 0'	13° 32'	5,1459	14° 0'	16° 32'	4,0149	18° 42'	21° 14'	2,9549	27° 30'	29° 32'	1,9219		
Section																								
Allongée																								

ce qui est plutôt insuffisant. En prenant $\eta = 0,80$ minimum, rendement très exagéré et impossible à obtenir pratiquement dans ces conditions, on trouverait pour plus grande valeur de ρ : $0^m;10$, ce qui donnerait un diamètre de $0^m,20$! Comme la poussée disponible est fonction du diamètre de l'hélice, on voit que l'on a un intérêt capital et indispensable à réduire le plus possible la vitesse de rotation des hélices pour que le rendement soit élevé ; le diamètre est alors beaucoup plus grand. Ceci montre d'une manière très nette que les hélices de grand diamètre tournant lentement ont un très bon rendement, à la condition d'être très minces.

Nous rappellerons encore une fois ici que toute cette théorie est loin d'être chose définitive, elle n'est qu'un exemple choisi dans les conditions indiquées au paragraphe 32. De telle sorte que le tableau ci-dessus n'est exact et employable que dans ce cas particulier. Le lecteur pourra modifier pour son usage les coefficients employés, à son choix, l'ensemble de la théorie restant rigoureusement exact. (Voir l'appendice.)

35. — Cherchons à déterminer les courbes en η , dont les sommets se trouvent sur la courbe en η_m et sur les horizontales :

$$0,50 — 0,55 — 0,60 — 0,65 — 0,70 — 0,75 — 0,80.$$

Les valeurs de $(\beta - \alpha)_m$ se calculent d'après la formule établie précédemment :

$$\operatorname{tg}(\beta - \alpha)_m = \sqrt{\eta_m}.$$

ρ_m , α_m , k s'obtiennent à l'aide des formules que nous avons déjà employées pour les conditions optima ; toutes ces valeurs sont résumées dans le tableau suivant :

τ_{im}	$(\beta - \alpha)_{im}$	μ_m	α_m	β_m	k	FORME DE LA SECTION
0,50	35° 15'	0,354	7° 3'	42° 48'	0,490	Épaisse
0,55	36° 35'	0,303	6° 20'	42° 55'	0,400	—
0,60	37° 46'	0,258	5° 36'	43° 22'	0,282	—
0,65	38° 54'	0,217	4° 58'	43° 52'	0,214	—
0,70	39° 56'	0,178	4° 13'	44° 9'	0,144	—
0,75	40° 54'	0,145	3° 34'	44° 28'	0,095	—
0,80	41° 48'	0,112	2° 53'	44° 41'	0,050	Allongée

Pour une valeur donnée du rendement : $\eta = 0,60$ par exemple, l'horizontale représentative rencontre les différentes courbes du rendement pour les valeurs choisies de μ_m , en des points tels que μ_m croisse de 0,098 à 0,249 ; aux points de rencontre avec la courbe des τ_{im} , on a un point caractéristique, sommet d'une des courbes en η ; celle-ci correspond dans ce cas particulier à $\mu = 0,258$; au delà μ_m décroît et repasse par les mêmes valeurs de 0,249 à 0,098.

Comme conclusion, le champ de variation de μ_m , pour un rendement constant donné, se trouve restreint par cette condition même, d'autant plus restreint que le rendement constant est plus élevé; le champ de variation de l'allongement de la section a pour limite pratique inférieure $k = 0,037$, qui correspond à une section allongée, la limite pratique supérieure décroissant à mesure que le rendement croît, par suite la section devenant de plus en plus allongée.

Si l'on veut connaître le rendement d'une hélice de cette manière, il suffit de diviser l'ailette en un nombre de parties égales suffisamment grand pour que le contour de chaque section soit assimilable à un rectangle; chacune de ces sections est déterminée par le rayon de son centre de poussée ρ . Pour chaque rayon, en

allant du proximum vers le distum, on mesure $k = \frac{m}{a}$, coefficient d'allongement de la section considérée, on calcule l'angle α_m correspondant par la formule connue.

L'hélice étant utilisée dans des conditions connues, φ est déterminé. On mesure pour chaque section l'angle β ; on calcule $\beta - \alpha_m$ et, par le point $\beta - \alpha_m$, on mène la verticale qui coupe la courbe de η pour le μ_m correspondant à la section, en un point. On obtient pour chaque section, sur chaque courbe, un point; on joint tous ces points par un tracé continu, de l'origine à l'extrémité, ce qui correspond du proximum au distum. Le rendement de l'ailette n'est autre chose que l'ordonnée moyenne de cette courbe ainsi tracée.

Sur la figure 17 nous avons tracé la courbe de η_m en fonction de $\beta - \alpha_m$; elle est simplement obtenue d'après le tableau qui est figuré dans ce paragraphe (page 67). Nous avons tracé la courbe représentant les valeurs de η pour λ_m , λ_m' étant le recul minimum qui ne correspond pas au plus grand rendement. Nous avons obtenu les points de cette courbe d'après le tableau suivant :

FORME DE LA SECTION	k	λ_m'	α_m	β_m'	$\beta_m' - \alpha_m$
Allongée	0,037	0,085	2° 32'	46° 15'	43° 43'
	0,095	0,116	3° 34'	46° 45'	43° 12'
	0,153	0,140	4° 19'	47° 8'	42° 49'
	0,211	0,158	4° 58'	47° 28'	42° 30'
	0,269	0,174	5° 32'	47° 45'	42° 13'
Epaisse	0,327	0,188	5° 58'	48° 0'	42° 2'

Les points situés sur les différentes courbes ont pour abscisses ces valeurs de $\beta_m' - \alpha_m$, qui figurent dans ce tableau. La courbe cherchée s'en déduit aisément.

Comme conclusion à tout ceci, nous dirons que, pour

une section d'allongement donnée, quel que soit son angle d'inclinaison β , l'angle d'attaque optimum α_m reste constant. Cet angle α_m est d'autant plus petit que la section est plus allongée, et le rendement s'en trouve d'autant plus grand. Ce qui limitera seulement dans cette voie pour l'allongement de chacune des sections et pour son angle d'inclinaison β , ce seront : 1° des considérations de résistance des matériaux ; 2° des considérations relatives à la surface utile de chaque section, et par suite, à la forme de l'ailette. Nous verrons tout ceci ultérieurement.

36. — Rendement de construction. — Rendement d'appropriation. — Le rendement η est composé de deux autres que nous appellerons avec M. Tatin : η_1 , rendement de construction, η_2 , rendement d'appropriation, et lié à eux par la relation :

$$\eta = \eta_1 \eta_2.$$

Le rendement de construction η_1 est relatif au rapport qui existe entre le travail fourni sur l'arbre à celui disponible sous forme de poussée, fournie au point fixe.

Dans ces conditions, on peut écrire que la vitesse de recul est nulle, c'est-à-dire que :

$$v = v_0.$$

Le rendement η_1 pourra donc être mis sous la forme :

$$\eta_1 = \frac{Q' v_0}{M' V}.$$

Nous avons vu que la poussée sur une section a pour expression :

$$Q' = K_s (V^2 + v^2) f(\alpha) \cos \alpha [\cos(\beta - \alpha) - \mu \sin(\beta - \alpha)],$$

et que la traînée peut s'écrire :

$$M' = K_s (V^2 + v^2) f(\alpha) \cos \alpha [\sin(\beta - \alpha) + \mu \cos(\beta - \alpha)].$$

On sait que :

$$v_0 = 2\pi n \rho \operatorname{tg} \beta$$

et :

$$V = 2\pi n \rho.$$

On aura donc, toutes réductions effectuées :

$$\eta_1 = \operatorname{tg} \beta \frac{1 - \mu \operatorname{tg}(\beta - \alpha)}{\operatorname{tg}(\beta - \alpha) + \mu}$$

Le rendement d'appropriation η_2 dépend de la façon dont l'hélice est appliquée à l'engin à propulser ou de l'avance par tour; comme le dit M. Tatin : « sans cela, on pourrait employer une excellente hélice de canot à mouvoir un transatlantique ». L'air se dérobant sous les palettes de l'hélice est la cause du recul. Ce recul dépend uniquement de la finesse de formes de l'aéroplane, ainsi que du rapport entre la surface frontale de l'hélice et la surface orthogonale équivalente à l'ensemble des résistances du véhicule aérien.

Ce rendement η_2 sera donc évidemment de la forme :

$$\eta_2 = 1 - \lambda = \frac{\operatorname{tg}(\beta - \alpha)}{\operatorname{tg} \beta}$$

Cherchons si la relation qui lie η , η_1 , η_2 se vérifie bien ; nous aurons :

$$\operatorname{tg}(\beta - \alpha) \frac{1 - \mu \operatorname{tg}(\beta - \alpha)}{\operatorname{tg}(\beta - \alpha) + \mu} = \operatorname{tg} \beta \frac{1 - \mu \operatorname{tg}(\beta - \alpha)}{\operatorname{tg}(\beta - \alpha) + \mu} \times \frac{\operatorname{tg}(\beta - \alpha)}{\operatorname{tg} \beta},$$

ce qui a bien lieu en effet.

Il est curieux de voir ce que deviennent ces expressions lorsque l'on néglige l'influence du frottement de l'air et de la résistance à la pénétration du bord épais de l'ailette; dans ce cas on a : $\mu = \operatorname{tg} \alpha$ seulement.

On a alors :

$$\eta_1 = \operatorname{tg} \beta \frac{1 - \operatorname{tg} \alpha \operatorname{tg}(\beta - \alpha)}{\operatorname{tg}(\beta - \alpha) + \operatorname{tg} \alpha} = 1.$$

Le rendement au point fixe est égal à 1, ce qui se comprend évidemment fort bien, et le rendement glo-

bal se réduit à :

$$\eta = \eta_2 = 1 - \lambda.$$

37. — Il faut, pour que η puisse exister, qu'il soit compris entre 0 et 1; nous exprimerons ceci en écrivant que :

$$\eta = \operatorname{tg}(\beta - \alpha) \frac{1 - \mu \operatorname{tg}(\beta - \alpha)}{\operatorname{tg}(\beta - \alpha) + \mu} < 1,$$

ce qui, toutes réductions faites, revient à :

$$-\operatorname{tg}^2(\beta - \alpha) < 1,$$

condition évidemment toujours remplie.

Pour que :

$$\eta > 0,$$

il faut que :

$$1 - \mu \operatorname{tg}(\beta - \alpha) > 0,$$

ce qui revient à :

$$\rho > \mu \varphi,$$

φ étant le module. Le minimum minimorum de ρ est donc $\mu \varphi$, ce qui veut dire que, φ étant donné, l'ailette ne devra pas commencer à moins de $\rho = \mu \varphi$, sans cela η serait négatif, ce qui est inadmissible. Or μ est déterminé par le coefficient d'allongement de la section proximale qui dépend de la résistance à la flexion que l'on veut donner à l'ailette; en pratique, le rayon le plus petit est toujours :

$$\rho_0 = 0,5\varphi,$$

et ceci est plus que suffisant pour avoir un rendement η positif, car jamais μ ne dépasse et même n'atteint 0,5; pour la section la plus épaisse envisagée, $\mu = 0,3$.

On peut donc dire que, dans les conditions de la pratique, on a toujours :

$$0 < \eta < 1.$$

Il faut également que η_1 soit compris entre 0 et 1;

il est, pour les mêmes raisons que ci-dessus, toujours positif; il reste donc :

$$\eta_1 = \operatorname{tg} \beta \frac{1 - \mu \operatorname{tg}(\beta - \alpha)}{\operatorname{tg}(\beta - \alpha) + \mu} < 1,$$

ce qui, toutes réductions faites, se ramène à :

$$\operatorname{tg} \alpha < \mu,$$

condition toujours remplie, car :

$$\mu = \operatorname{tg} \alpha + \frac{\cos \alpha}{f(\alpha)} \gamma.$$

On aura donc toujours en pratique :

$$0 < \eta_1 < 1.$$

Quant à η_2 , il est bien évident qu'étant donné la forme sous laquelle il se trouve, la condition :

$$0 < \eta_2 < 1$$

est toujours remplie.

38. — Influence du vent sur le fonctionnement de l'hélice. — Les différentes vitesses servant à caractériser les circonstances de fonctionnement de l'hélice sont les suivantes :

v , vitesse d'avancement réel par rapport à l'air, correspondante à p ;

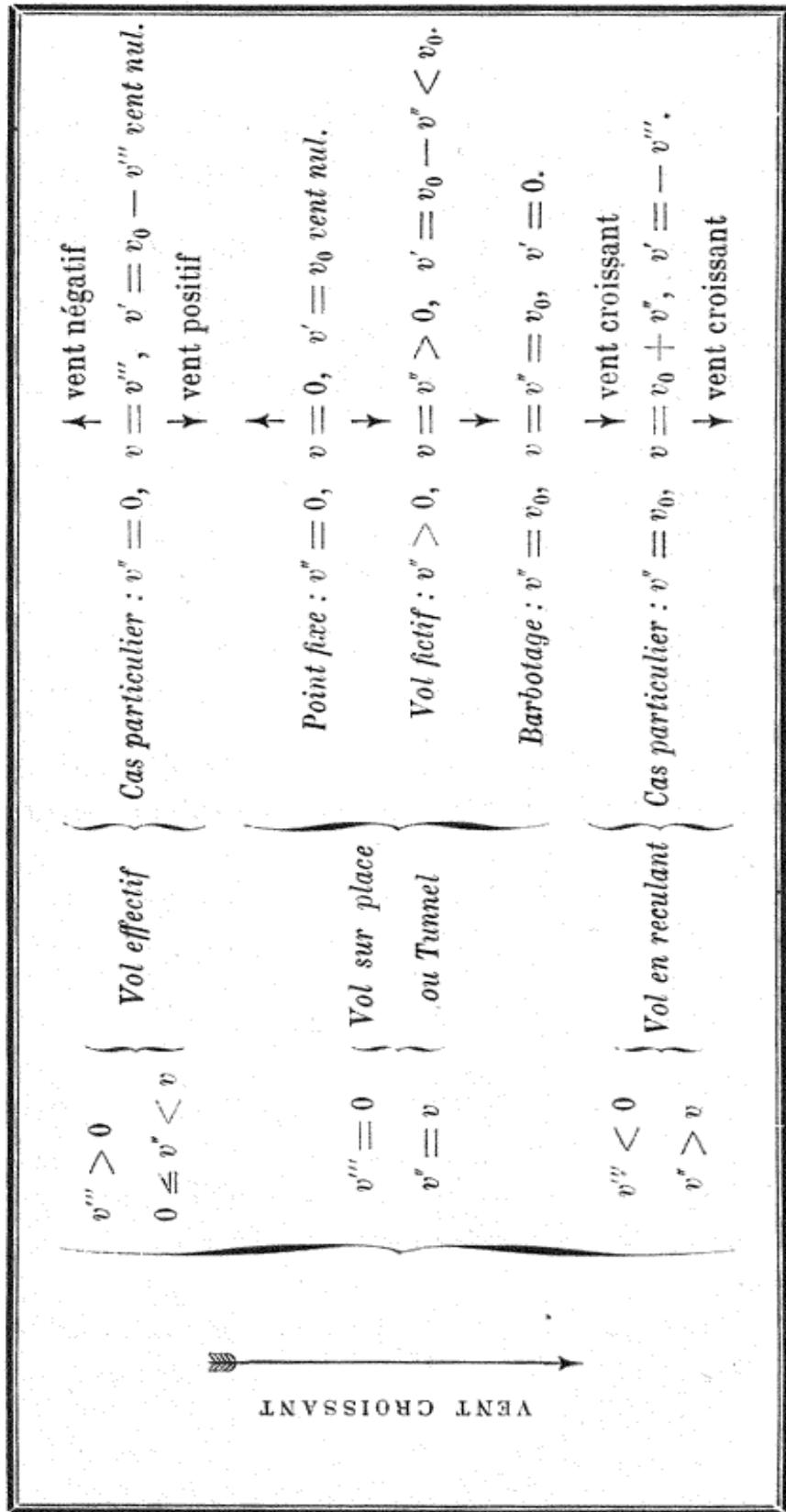
v_0 , vitesse d'avancement fictif par rapport à l'air, correspondante à p_0 ;

$v' = v_0 - v$, vitesse par rapport à l'air de la colonne d'air refoulée;

v'' , vitesse propre de l'air en sens inverse de la marche;

$v''' = v - v''$, vitesse d'avancement de l'hélice par rapport au sol.

Nous grouperons dans le tableau suivant les différents cas possibles :



Ce tableau représente schématiquement tous les cas possibles.

39. — Étudions quelle influence le vent relatif créé par la marche, a sur la poussée en plein vol en comparaison de la poussée au point fixe.

De très nombreuses recherches ont été faites dernièrement dans cette voie ; chronologiquement, le capitaine Ferber, M. Arnoux et le lieutenant Eberhardt (Allemagne) ont démontré, le premier et le dernier par le calcul, le second par l'expérience, que les deux poussées totales, l'une en mouvement, l'autre au point fixe, sont liées par la relation suivante :

$$P_t = P'_t \left(1 - \frac{v}{v_0} \right) = P'_t \lambda,$$

P_t étant la poussée totale en plein vol et P'_t la poussée totale au point fixe, v est la vitesse d'avancement et λ le recul.

En pratique, cette expression donne des valeurs trop petites pour P_t ; il y a là un certain désaccord entre la théorie et la pratique.

M. Legrand, auteur de très nombreuses études pratiques sur les hélices, a montré que pour les hélices aquatiques :

$$P_t = P'_t \lambda^2.$$

Pour les hélices aériennes, la poussée serait :

$$P_t = P'_t f(\lambda),$$

$f(\lambda)$ n'étant pas une simple exponentielle comme pour les hélices aquatiques, mais une fonction complexe dépendant des formes de l'hélice.

M. A. Sée et M. Lacoin mettent cette relation sous une forme différente et plus exacte d'ailleurs :

$$\frac{P_t}{P'_t} = \frac{C}{C'},$$

C et C' étant les couples moteurs qui correspondent aux vitesses de rotation de l'hélice en plein vol : ω , et au point fixe : ω' .

On démontre aisément que l'on peut écrire C et C' :

$$\begin{aligned} C &= \alpha_4 + \beta_4\omega + \gamma_4\omega^2, \\ C' &= \alpha_4 + \beta_4\omega' + \gamma_4\omega'^2. \end{aligned}$$

Ce qui permettra donc de mettre l'expression cherchée sous la forme :

$$\frac{P_4}{P'_4} = \frac{\alpha_4 + \beta_4\omega + \gamma_4\omega^2}{\alpha_4 + \beta_4\omega' + \gamma_4\omega'^2}.$$

On déterminera facilement la vitesse ω , qui sera celle correspondant soit au maximum de puissance, et on aura alors le vol limite, ou préférablement à une valeur inférieure laissant une certaine marge pour les conditions limites du vol. On pourra ainsi savoir de suite si telle hélice essayée au point fixe donnera au plein vol, dans les conditions voulues, la poussée nécessaire et suffisante.

CHAPITRE V

40. — Poussée et traînée d'une section. — Poussée totale et traînée totale pour une aile. —
Nous avons vu que, pour une section, la poussée et la traînée ont pour expression :

$$Q = Ks (V^2 + v^2) f(\alpha) \cos \alpha [\cos (\beta - \alpha) - \mu \sin (\beta - \alpha)],$$

$$M = Ks (V^2 + v^2) f(\alpha) \cos \alpha [\sin (\beta - \alpha) + \mu \cos (\beta - \alpha)].$$

Cette expression peut être simplifiée en remarquant que :

$$V = \omega \rho, \quad v = \omega \varphi,$$

donc :

$$V^2 + v^2 = \omega^2 (\varphi^2 + \rho^2).$$

Or :

$$\rho = \varphi \cotg (\beta - \alpha),$$

donc :

$$V^2 + v^2 = \omega^2 \varphi^2 [1 + \cotg^2 (\beta - \alpha)].$$

On aura alors :

$$Q = Ks \omega^2 \varphi^2 f(\alpha) \cos \alpha \frac{1}{\sin^2 (\beta - \alpha)} [\cos (\beta - \alpha) - \mu \sin (\beta - \alpha)],$$

et comme :

$$\tg (\beta - \alpha) = \frac{\varphi}{\rho},$$

on aura :

$$\cos (\beta - \alpha) = \frac{\rho}{\sqrt{\varphi^2 + \rho^2}}, \quad \sin (\beta - \alpha) = \frac{\varphi}{\sqrt{\varphi^2 + \rho^2}}.$$

En portant dans l'expression de Q , et effectuant les réductions, il vient :

$$Q = Ks \omega^2 f(\alpha) \cos \alpha \sqrt{\rho^2 + \varphi^2} (\rho - \mu \varphi),$$

et par analogie on aura :

$$M = Ks\omega^2 f(\alpha) \cos \alpha \sqrt{\rho^2 + \varphi^2} (\varphi + \mu\rho).$$

L'étude des variations du rendement optimum η_m en fonction de $\beta - \alpha$ conduit, pour ne pas avoir de valeurs trop faibles pour η_m au proximum comme au distum, à faire varier pratiquement le rayon ρ de $0,5\varphi$ à $A\varphi$, A étant un nombre compris entre 5 et 12 et fixé par des considérations que nous verrons plus loin (voir figure n° 17).

Dans ces conditions, la poussée totale pour une aile sera l'intégrale :

$$P = \int_{0,5\varphi}^{A\varphi} Ks\omega^2 f(\alpha) \cos \alpha \sqrt{\rho^2 + \varphi^2} (\rho - \mu\varphi) d\rho.$$

Cette intégrale est le plus souvent impossible à résoudre, à moins de faire différentes hypothèses plus ou moins admissibles; cette manière de procéder est dénuée d'intérêt pratique. Nous supposerons alors que le rendement d'un élément de surface de grandeur finie est le même que celui d'une section infiniment petite qui en occupe le milieu; dans ces conditions, nous diviserons une ailette en A parties égales (A étant un nombre entier), et nous calculerons les efforts sur cet élément comme si c'était une section. La poussée totale P sera donc la somme des A poussées, et non pas une intégrale; la même manière de faire sera employée identiquement pour la traînée. La sommation des A éléments de surface devra donner évidemment la surface totale S .

41. — Surfaces équiactives. — Détermination de A . — La surface totale des ailes de l'hélice devra être suffisante pour absorber la puissance motrice \mathcal{P} , à n tours par seconde, en donnant la poussée prévue P_1 à la vitesse d'avancement v . La puissance \mathcal{P} devra être

égale à la somme des couples résistants, multipliée par la vitesse angulaire ω et divisée par 75; or chaque surface s est proportionnelle à la largeur a de l'élément; on peut donc en déduire l'équation générale qui détermine la largeur a en fonction de φ , n , v , de $Kf(\alpha) \cos \alpha$ (α étant l'angle d'attaque optimum pour l'élément) et d'une fonction indéterminée $f(\rho)$, qui lie a à ρ ou à $\cotg \beta$. En choisissant à volonté $f(\cotg \beta)$, on peut donner à la pale la forme que l'on veut, inspirée le plus souvent par des considérations d'ordre pratique sérieuses. Pour différentes fonctions $f(\cotg \beta)$, on aura différentes formes d'ailettes, mais toutes *équactives*, c'est-à-dire absorbant φ chevaux, à n tours par seconde, en fournissant une poussée de P_1 kilogrammes à v mètres par seconde.

42. — En particulier on peut choisir la fonction $f(\cotg \beta)$ de façon à ce qu'elle rende la largeur a constante du proximum au distum, cette largeur étant égale à $\frac{(A - 0,5)\varphi}{6}$ (hélice Normale); dans ces conditions, M. Drzewiecki a montré que l'on trouve, pour chaque valeur de A , une expression qu'il appelle *équation de compatibilité* telle que :

$$v = \frac{C\varphi n^2}{v^5},$$

dans laquelle v est le nombre d'ailes normales (largeur constante) nécessaire pour absorber la puissance φ à n tours-seconde à v mètres par seconde; C est un coefficient variant avec A . En calculant les valeurs de C pour les valeurs de A variant de 5 à 12, on trouve une série de chiffres que l'on peut mettre en équation sous la forme suivante :

$$C = \frac{5000000}{A^{4,3}},$$

d'où l'on déduit l'équation de compatibilité générale, pour toutes les valeurs de A variant entre 5 et 12 :

$$\nu = \frac{5000000 \varphi n^2}{A^{4.3} v^5},$$

d'où nous tirons :

$$A = \sqrt[4.3]{\frac{5000000 \varphi n^2}{\nu v^5}}.$$

Le rendement choisi :

$$\eta = \frac{\nu P_t}{75 \varphi}.$$

permettra de vérifier si la valeur de A ainsi calculée est admissible pour le distum en regardant dans la colonne du rendement, à la dernière ligne du tableau du paragraphe 34, quelle est la valeur du coefficient de φ qui devra toujours lui être égale ou supérieure. Comme nous l'avons déjà dit précédemment, ce tableau n'a rien d'absolu, ce n'est qu'un cas particulier de notre théorie plus générale.

43. — Rayon moyen. — Poussée totale. — Conditions de possibilité. — Dans une première approximation, nous supposerons toute la surface de la pale condensée fictivement en celle de l'élément ayant pour rayon ρ_c correspondant au centre de poussée générale, cet élément étant plan et de forme trapézoïdale.

Pour la commodité des calculs, nous supposerons, ce qui est d'ailleurs à peu près exact, que le centre de poussée générale sur cette surface fictive est confondu avec son centre de gravité ; nous supposerons également que les deux droites obliques AB et A'B' (fig. 18), qui limitent latéralement cette surface, rencontrent l'axe de l'hélice, c'est-à-dire que cette portion de surface correspond à une hélice fictive à fraction de pas constante.

L'expression connue qui définit la position du point

C'est :

$$\rho_c = \rho_0 + \frac{\rho_n - \rho_0}{3} \frac{a_0 + 2a_n}{a_0 + a_n},$$

soit :

$$\rho_c = \varphi \left[0,5 + \frac{A - 0,5}{3} \left(1 + \frac{a_n}{a_0 + a_n} \right) \right].$$

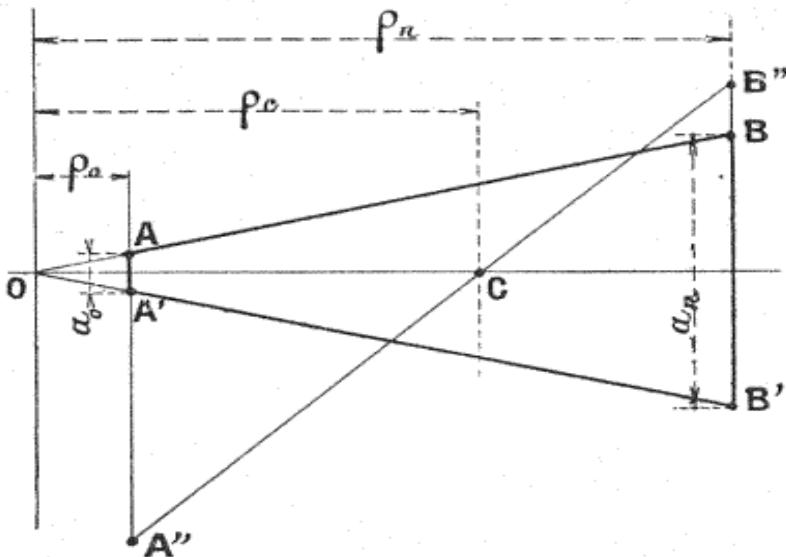


FIG. 18.

Or nous voyons que :

$$\frac{a_0}{a_n} = \frac{0,5\varphi}{A\varphi},$$

d'où :

$$\frac{a_n}{a_0 + a_n} = \frac{A}{A + 0,5},$$

par suite :

$$\rho_c = \varphi \left[0,5 + \frac{A - 0,5}{3} \left(1 + \frac{A}{A + 0,5} \right) \right],$$

qui donne, toutes les réductions effectuées :

$$\rho_c = \varphi \frac{2A^2 + A + 0,50}{3(A + 0,5)}.$$

Nous poserons :

$$B = \frac{2A^2 + A + 0,50}{3(A + 0,5)},$$

et nous écrirons finalement :

14. — Nous avons vu que, pour un élément et par conséquent pour l'élément auquel est concentrée l'ailette entière :

$$\begin{aligned} P &= Kf(\alpha) \cos \alpha S \omega^2 \varphi^2 \sqrt{1 + B^2} (B - \mu), \\ T &= Kf(\alpha) \cos \alpha S \omega^2 \varphi^2 \sqrt{1 + B^2} (1 + B\mu). \end{aligned}$$

La poussée totale et la traînée totale sont telles que :

$$\frac{P_t}{T_t} = \frac{P}{T} = \frac{B - \mu}{1 + B\mu}.$$

De ces deux quantités, P_t est donné d'avance, et T_t est tel que :

$$T_t = \frac{75 \Phi}{Bv}.$$

On aura donc :

$$P_t = \frac{75 \Phi (B - \mu)}{Bv (1 + B\mu)}.$$

Si l'on considère cette égalité comme une équation de condition pour B , on est amené à la mettre sous forme d'une équation du second degré en B :

$$B^2 v \mu P_t + B (v P_t - 75 \Phi) + 75 \mu \Phi = 0,$$

qui devra donner toujours pour B deux valeurs réelles et par conséquent acceptables ; la condition de réalité est que :

$$\left(\frac{v P_t}{75 \Phi} \right)^2 - 2 \frac{v P_t}{75 \Phi} (1 + 2\mu^2) + 1 \geq 0,$$

dont les racines sont :

$$\eta = \frac{v P_t}{75 \Phi} = 1 + 2\mu^2 \pm \sqrt{(1 + 2\mu^2)^2 - 1},$$

soient :

$$\eta = \frac{v P_t}{75 \Phi} = 1 + 2\mu^2 \pm \mu \sqrt{2(1 + 2\mu^2)}.$$

Il faut donc que :

$$0 < \frac{v P_t}{75 \Phi} < 1 + 2\mu^2 - \mu \sqrt{2(1 + 2\mu^2)},$$

ou que :

$$\frac{vP_4}{75\varphi} > 1 + 2\mu^2 + \mu \sqrt{2(1 + 2\mu^2)}.$$

Dans le tableau ci-dessous, nous avons calculé pour différentes valeurs de α_m , donc de μ_m les valeurs de ces deux limites supérieure et inférieure :

α	μ	μ^2	$1 + 2\mu^2 - \mu \sqrt{2(1 + 2\mu^2)}$	$1 + 2\mu^2 + \mu \sqrt{2(1 + 2\mu^2)}$
2° 32'	0,0983	0,0097	0,8790	1,4598
3° 34'	0,1449	0,0210	0,8328	1,2512
4° 19'	0,1814	0,0329	0,8010	1,3306
4° 58'	0,2468	0,0470	0,7733	1,4147
5° 32'	0,2492	0,0621	0,7505	1,4979
5° 58'	0,2772	0,0768	0,7325	1,5747

45. — Sur la figure 19, nous avons tracé les deux courbes représentatives de ces fonctions de μ , μ étant la variable, elles limitent entre elles un espace couvert de hachures à l'intérieur duquel on ne peut trouver de valeur possible pour l'expression $\eta = \frac{vP_4}{75\varphi}$ qui se déduit aisément des données.

Cette condition étant remplie, on calculera μ par la formule :

$$\mu_m = \frac{B(75\varphi - vP_4)}{B^2vP_4 + 75\varphi},$$

que l'on écrira :

$$\mu_m = \frac{B\left(1 - \frac{vP_4}{75\varphi}\right)}{B^2 \frac{vP_4}{75\varphi} + 1} = \frac{B(1 - \eta)}{B^2\eta + 1}.$$

En pratique, on opérera de la manière suivante, on calculera d'abord l'expression $\eta = \frac{vP_4}{75\varphi}$; puis on déterminera A par la formule donnée paragraphe 42, on calculera B en fonction de A par celle du paragraphe 43,

et enfin par cette formule ci-dessus on déterminera μ_m . On tracera l'horizontale $\tau_i = \frac{vP_i}{75\Phi}$, en B, et la verticale μ_m en C, ces deux droites se coupent en un point A

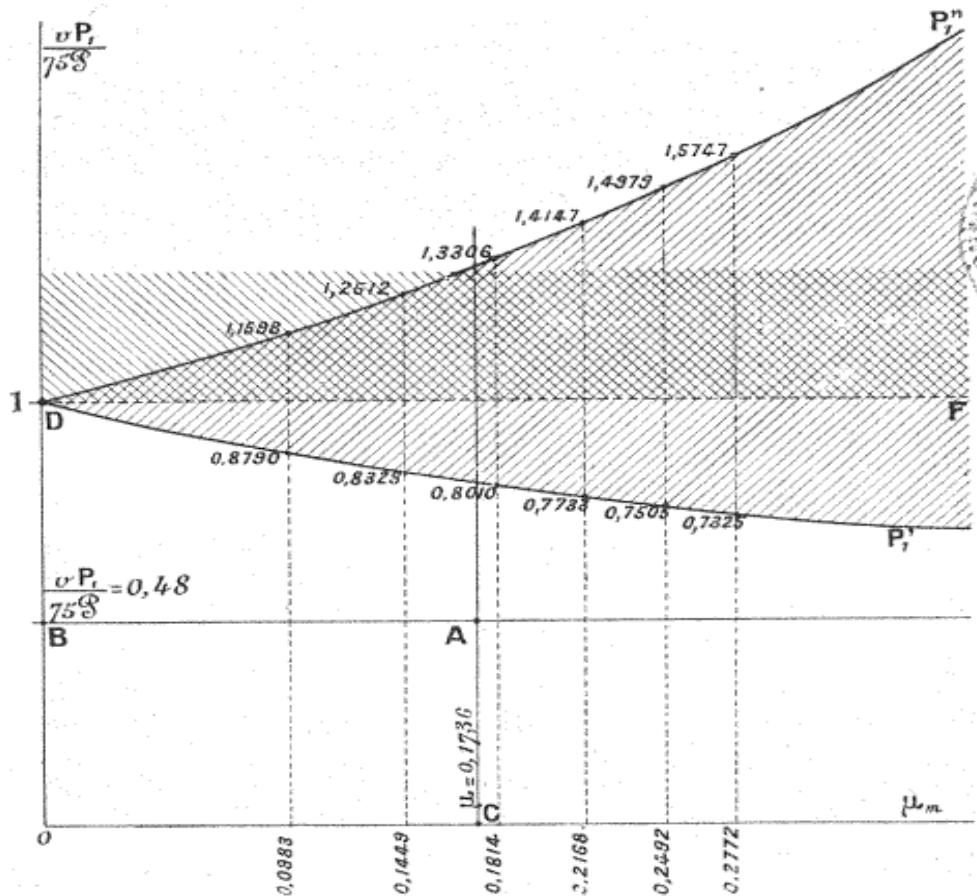


FIG. 19. — Valeurs de τ_i pour μ_m .

qui doit se trouver toujours en dehors de la zone couverte de hachures.

La vérification faite, on calculera l'angle d'attaque optimum α_m de l'élément par la formule donnée paragraphe 27 que nous écrirons :

$$\operatorname{tg}^2 \alpha_m (1 + 2\mu_m) + 0,50 \operatorname{tg} \alpha_m - 0,25\mu_m = 0,$$

et γ sera donné par :

$$\gamma = \frac{1,25 \times \operatorname{tg}^2 \alpha}{0,25 - 2 \operatorname{tg}^2 \alpha}.$$

Enfin le coefficient d'allongement sera :

$$k_c = \frac{\gamma - 0,0038}{0,172}.$$

Comme :

$$\rho_0 = 0,5\varphi \quad \text{et} \quad \rho_n = A\varphi \quad \text{avec} \quad \rho_c = B\varphi,$$

nous écrirons :

$$\frac{a_c}{\rho_c} = \frac{a_n}{\rho_n};$$

a_n étant obtenu comme nous le verrons plus loin, on en tire a_c et par suite m_c : l'épaisseur :

$$m_c = a_c k_c.$$

Enfin nous aurons :

$$\operatorname{tg}(\beta - \alpha)_c = \frac{1}{B}.$$

46. — Calcul de la surface. — Principales dimensions. — Dans la majorité des cas, pour ne pas dire dans tous les cas, on a affaire à des hélices à deux branches, souvent plus efficaces et plus simples à construire que les hélices à branches multiples. Nous pourrons donc écrire que la poussée totale est :

$$P_t = 2P = 2Kf(\alpha) \cos \alpha S v^2 \sqrt{1 + B^2} (B - \mu),$$

d'où nous tirons l'expression de la surface cherchée :

$$S = \frac{P_t}{2Kf(\alpha) \cos \alpha v^2 \sqrt{1 + B^2} (B - \mu)}.$$

Ici le coefficient K à prendre n'est pas celui de M. Soreau : 0,330, que nous avons vu précédemment, c'est celui relatif à un plan infiniment mince attaquant l'air sous l'angle d'attaque optimum. M. Eiffel a fixé, d'après ses expériences, sa valeur à 0,07; M. Drzewiecki le prend pour ses hélices égal à 0,03; nous choisirons

un moyen terme en adoptant $K = 0,045$, qui donne de bons résultats pratiques.

Lorsque l'on calcule A comme nous l'avons montré précédemment, on obtient très rarement un nombre entier; on choisira alors, dans la pratique, le nombre entier le plus voisin par excès ou par défaut, et au lieu de prendre pour deux branches : $v = 2$, on prend un nombre corrigé v' donné par la formule :

$$v' = \frac{5000000 \times \varphi \times n^2}{A^{4,3} \times v^3};$$

le rapport de réduction est donc :

$$\frac{v'}{v} = \frac{v'}{2},$$

et la surface réelle de l'ailette, à prendre, est :

$$S' = \frac{v'}{2} \times S,$$

S étant calculé par l'expression ci-dessus.

47. — D'après la figure 18, nous voyons que :

$$S' = \frac{a_0 + a_n}{2} (\rho_n - \rho_0) = \varphi (a_0 + a_n) \frac{A - 0,5}{2}.$$

Nous tirerons donc de cette expression :

$$a_0 + a_n = \frac{S'}{\varphi \frac{A - 0,5}{2}},$$

et comme :

$$\frac{a_0}{a_n} = \frac{0,5}{A},$$

par suite, nous aurons :

$$a_0 = \frac{1}{A^2 - 0,25} \cdot \frac{S'}{\varphi}, \quad \text{et} \quad a_n = \frac{2A}{A^2 - 0,25} \cdot \frac{S'}{\varphi}.$$

Par ce procédé de calcul, on obtient bien une surface S' d'étendue voulue, mais dont la forme au proximum est beaucoup trop étroite pour pouvoir résister convenablement aux efforts d'arrachement dus à la force

centrifuge ainsi qu'à la flexion plane résultant de la réaction de l'air.

Il suffit, pour s'en convaincre, d'examiner la surface ABGH ainsi calculée, représentée figure 20. Des consi-

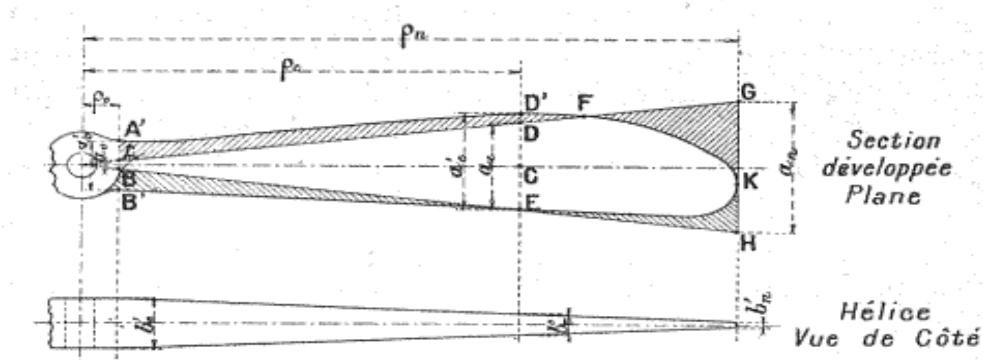


FIG. 20.

dérations pratiques sérieuses militent au contraire en faveur d'une surface du genre de celle représentée par le contour A'D'FKEB', cette dernière ayant bien la même surface que celle du trapèze A'B'GH (il suffira pour cela que par un tracé voulu, l'on ait :

$$\text{Surface } AA'D'FDA = \text{surface } FGKF,$$

ainsi que :

$$\text{Surface } BB'E'EB = \text{surface } EKH,$$

et le centre de poussée coïncidant toujours avec le centre de gravité en C).

Il faut que la section proximale en A'B' résiste à la flexion et à l'arrachement, et que le bord d'entrée soit courbe (A'D'FK) pour éviter les vibrations.

48. — Résistance de l'hélice aux efforts de traction et de flexion. — Donc les considérations de résistance de l'hélice permettront d'en déterminer toutes les autres dimensions principales.

Auparavant, cherchons à déterminer la surface d'une

section transversale dans l'hélice, nous assimilerons sa forme à une surface limitée à quatre arcs de para-

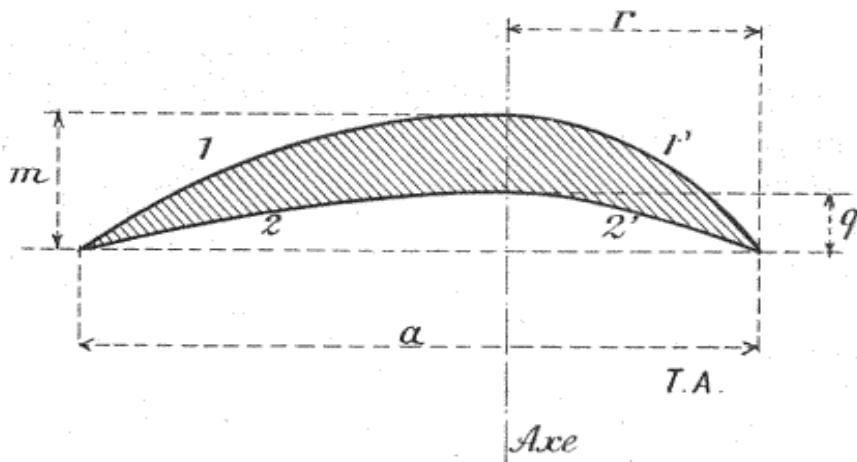


FIG. 24.

bole ayant même axe d'après la figure 24 et nous écrirons que :

$$\text{aire } 1,0 = \frac{2}{3} m(a - r),$$

$$\text{aire } 2,0 = \frac{2}{3} q(a - r).$$

En retranchant l'une de l'autre :

$$\text{aire } 1,2 = \frac{2}{3} (a - r)(m - q).$$

De même :

$$\text{aire } 1',0 = \frac{2}{3} mr$$

$$\text{aire } 2',0 = \frac{2}{3} qr$$

$$\text{aire } 1',2 = \frac{2}{3} r(m - q)$$

La section aura donc pour surface :

$$\sigma = \text{aire } 1,2 + \text{aire } 1',2 = \frac{2}{3} a(m - q).$$

Nous écrirons que la section la plus fatiguée de l'ailette, c'est-à-dire le proximum, doit résister à la traction causée par la force centrifuge.

Pour calculer la force centrifuge, il faut déterminer le volume de l'ailette jusqu'au proximum. Pour cela, nous inscrirons l'ailette dans un solide ayant la forme d'un prisme ayant pour base le trapèze ABGH de la figure 20, et pour hauteur m_c , c'est-à-dire l'épaisseur au centre de gravité du solide véritable ; le volume de ce prisme sera assez voisin de celui du solide véritable. Pour volume de l'ailette, nous prendrons les $\frac{2}{3}$ du volume ainsi calculé ; ceci est légitime, car nous avons comme forme extérieure des sections des paraboles ; et nous aurons :

$$\text{volume prisme trapézoïdal} = S' \times m_c,$$

par suite :

$$\text{volume ailette} = \frac{2}{3} S' m_c;$$

en tenant compte du creux, nous aurions :

$$\frac{2}{3} S' (m_c - q_c).$$

Comme densité du bois constituant l'ailette, nous prendrons 750 kilogrammes par mètre cube, ce chiffre correspondant à des plateaux de noyer très vieux et très sec, que l'on s'accorde à reconnaître comme le meilleur bois pour faire les hélices ; le coefficient de résistance à la traction est dans ces conditions de 1^{kg},2 par millimètre carré.

Le poids de l'ailette sera donc :

$$\text{Poids ailette} = \frac{2}{3} S' m_c \times 750 \text{ (en kilogrammes)},$$

et la force centrifuge sera :

$$\frac{\frac{2}{3} S' m_c \times 750}{g} \omega^2 B_7.$$

49. — La surface de la section σ_0 est en général différente de celle que nous avons donnée ci-dessus ; au lieu d'avoir cette forme, elle a le plus souvent une

forme lenticulaire aplatie, celle représentée par exemple figure 22 ; mais, comme la forme de la figure 21 se trouve tout le long de l'ailette, il était utile de connaître la surface d'une telle section.

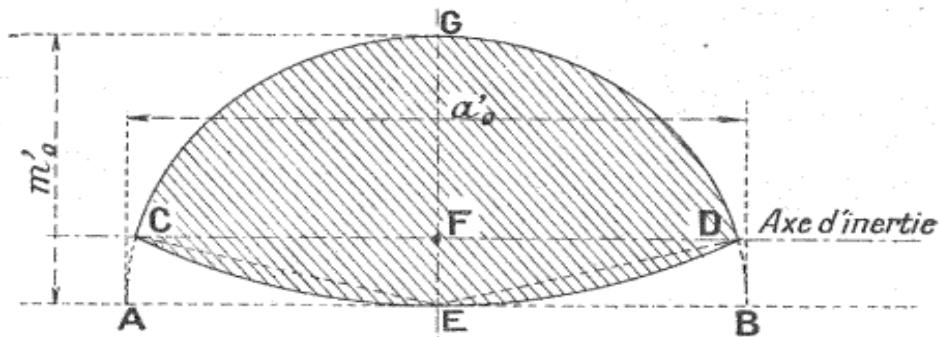


FIG. 22.

Sur la figure 22, cette section lenticulaire aplatie est inscrite dans un demi-cercle, et nous supposerons que :

$$CD = AB = a'_0,$$

ce qui constitue une bien faible erreur, et que par suite m'_0 est tel que :

$$m'_0 = \frac{a'_0}{2}.$$

F est le centre de gravité du demi-cercle AB, l'axe d'inertie passe par lui et les points C et D se trouvent sur lui, sa position est telle que :

$$EF = 0,424m'_0.$$

Nous aurons dans ces conditions pour surface :

$$\sigma_0 = \frac{\pi m'_0^2}{2} - 2 \frac{a'_0}{2} \times EF,$$

ce qui, tous calculs faits, donne en fonction de m'_0 :

$$\sigma_0 = 0,86\overline{m'_0}^2.$$

L'équation de résistance à la traction due à la force

centrifuge est donc :

$$\frac{\frac{2}{3} S'm_c \times 750}{\frac{g}{0,86 m_0^2}} \times \omega^2 B_\varphi \leq 4 \text{ kg},2,$$

d'où nous tirons :

$$m'_0 \geq \sqrt{\frac{\frac{2}{3} S'm_c \times 750 \times \omega^2 B_\varphi}{0,86 \times 4,2}}.$$

50. — Il faudra également que cette même section en σ_0 soit suffisante pour résister à la flexion due à la

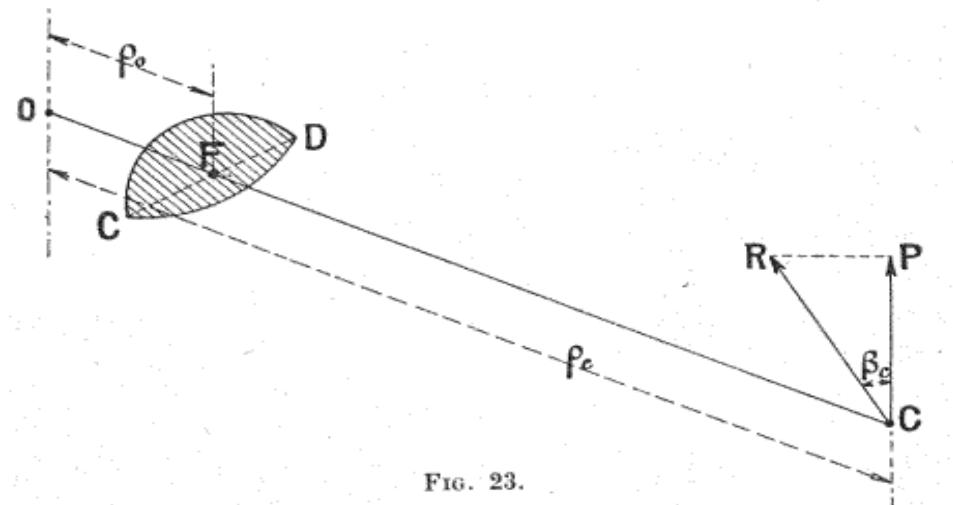


FIG. 23.

réaction de l'air R appliquée au centre C (fig. 23). La réaction de l'air est :

$$R = \frac{P}{\cos \beta_e} = \frac{P_1}{2 \cos \beta_e}.$$

Le moment fléchissant est donc par rapport à la section σ_0 :

$$R (\rho_c - \rho_0) = \frac{P_1 (\rho_c - \rho_0)}{2 \cos \beta_e}.$$

Cherchons à déterminer le moment d'inertie de notre section, ce sera celui d'un demi-cercle diminué d'environ

ron 2 fois celui du triangle ACE par exemple (*fig. 22*); nous avons donc :

$$0,410 \text{ } m'_0{}^4 = 2 \frac{\frac{a'_0}{2} \overline{EF}^3}{42},$$

ce qui, toutes réductions faites, donne :

$$0,097 \text{ } m'_0{}^4.$$

Le module d'inertie correspondant à la fibre la plus chargée est celui de la fibre passant par G, il est :

$$\frac{0,097 \text{ } m'_0{}^4}{0,576 \text{ } m'_0} = 0,17 \text{ } m'_0{}^3,$$

et par suite la condition de résistance à la flexion est :

$$\frac{P_t (\rho_c - \rho_0)}{2 \cos \beta_c} \leq 1,2, \\ \frac{0,17 \text{ } m'_0{}^3}{0,17 \text{ } m'_0{}^3 \times 10^6} \times 10^6$$

d'où nous tirerons :

$$m'_0 \geq \sqrt[3]{\frac{P_t (\rho_c - \rho_0)}{2 \times 0,17 \cos \beta_c \times 10^6 \times 1,2}}.$$

De ces deux conditions de résistance à la traction et la flexion, nous choisirons celle à laquelle correspond la plus grande valeur pour m'_0 , ce sera celle-là que nous prendrons, et a'_0 s'en déduira immédiatement en en prenant le double.

51. — Détermination des autres dimensions principales. — Nous aurons pour la section σ_0 :

$$k_0 = 0,5,$$

d'où :

$$\gamma_0 = 0,0038 + 0,172 \times 0,5 = 0,0898,$$

et par suite :

$$\operatorname{tg} \alpha_0 = \sqrt{\frac{0,25 \times 0,0898}{1,25 + 0,1796}};$$

ce qui donnera :

$$\alpha_0 = 7^\circ 7';$$

comme :

$$\operatorname{tg} (\beta - \alpha)_0 = \frac{\varphi}{\rho_0} = \frac{\varphi}{0,5\varphi} = 2,$$

on aura :

$$(\beta - \alpha)_0 = 63^\circ 28',$$

et par suite :

$$\beta_0 = 63^\circ 28' + 7^\circ 7' = 70^\circ 35'.$$

Cet angle sera le même, quelle que soit l'hélice; cette condition est assez bien remplie dans la pratique courante; néanmoins toutes ces proportions qui fixent cette valeur sont évidemment modifiables de façon à obtenir telle valeur voulue que l'on se fixera.

On obtiendra μ par la formule :

$$\mu_0 = 0,8 [\gamma_0 + \sqrt{\gamma_0 (2\gamma_0 + 1,25)}],$$

Ce qui donnera ici :

$$\mu_0 = 0,3585.$$

Le rendement s'obtiendra par :

$$\eta_0 = \operatorname{tg} (\beta - \alpha)_0 \frac{1 - \mu_0 \operatorname{tg} (\beta - \alpha)_0}{\operatorname{tg} (\beta - \alpha)_0 + \mu}.$$

On aura dans ce cas :

$$\eta_0 = 0,23.$$

Enfin le recul sera :

$$\lambda_0 = 1 - \frac{\operatorname{tg} (\beta - \alpha)_0}{\operatorname{tg} \beta_0},$$

soit ici :

$$\lambda_0 = 0,295.$$

52. — Les dimensions relatives à ρ_c , c'est-à-dire au centre C, seront déterminées d'après le tracé représenté sur la figure 20, c'est-à-dire que l'aile devra avoir la surface égale à celle du trapèze primitif, et le profil du bord d'entrée ayant la forme voulue. On mesurera alors sur ce tracé la largeur modifiée a'_c , et on prendra le même coefficient d'allongement k_c , on en déduira alors m'_c :

$$m'_c = k_c \times a'_c.$$

Nous ferons décroître les épaisseurs du proximum au distum suivant deux droites convergentes vers le distum ; le résultat du calcul donne :

$$m'_n = m'_0 - \frac{\rho_n - \rho_0}{\rho_c - \rho_0} (m'_0 - m'_c).$$

On peut d'ailleurs modifier cette loi de la manière que l'on voudra ; nous l'avons choisie comme étant celle qui simplifie le plus le tracé.

Pour déterminer la valeur de k_n , l'ailette se terminant par une largeur nulle, on tracera à 1 centimètre du bord une perpendiculaire au rayon, elle représentera a'_n conventionnellement, et on aura alors :

$$k_n = \frac{m'_n}{a'_n}.$$

On en déduira γ_n , α_n , et β_n , ainsi que μ_n , τ_n et λ_n par les formules connues ci-dessus.

En ce qui concerne la fraction de pas, on aura d'une manière générale :

$$b' = a' \sin \beta.$$

Si l'on ne prend pas de précautions spéciales, en général l'épaisseur b' ira en diminuant et l'hélice sera à fraction de pas décroissante du proximum au distum ; on peut au contraire, si l'on veut (mais ceci complique inutilement le tracé, sans que les résultats fournis soient meilleurs), s'arranger de façon à avoir une fraction de pas constante, tout au moins sur la majeure partie de la longueur de l'aile. La fraction de pas est alors déterminée par :

$$b'_0 = a'_0 \sin \beta_0 = \text{constante}.$$

Comme pour chacune des A, valeurs croissantes du rayon, on prend et on calcule l'angle β ; il suffira que pour chacune d'elles on ait :

$$b'_e = a'_e \sin \beta_e = a'_0 \sin \beta_0 = b'_0 = \text{constante},$$

ce qui déterminera la largeur à donner à l'ailette en

chaque rayon ; mais il sera très difficile en surface développée sur un plan, comme sur la figure 20 par exemple, d'obtenir l'égalité des deux surfaces, la position voulue du centre et la courbure du bord d'entrée. Aussi ne conseillons-nous pas cette manière de faire. Par notre procédé on obtient en général une hélice à pas croissant du proximum au distum.

53. — Enfin il est intéressant de comparer la surface active de la pale d'hélice au plan mince orthogonal équivalent aux résistances à la pénétration de l'aéroplane, soit Σ cette surface, nous avons :

$$P_t = 0,085\Sigma v^2,$$

et comme :

$$P_t = 2Kf(\alpha) \cos \alpha S v^2 \sqrt{1 + B^2} (B - \mu),$$

avec :

$$S = \frac{2S'}{v},$$

nous aurons :

$$P_t = \frac{0,18}{v} f(\alpha) \cos \alpha \sqrt{1 + B^2} (B - \mu) = 0,085\Sigma v^2,$$

d'où nous tirons, toutes réductions faites :

$$D = \frac{\Sigma}{S} = \frac{2,41}{v} f(\alpha) \cos \alpha \sqrt{1 + B^2} (B - \mu),$$

et par suite nous pourrons calculer Σ et alors savoir comment l'hélice sera appropriée au véhicule aérien. Tout ceci suppose bien entendu que les conditions de fonctionnement sont bien celles qui ont été prévues lors de l'étude de l'hélice, c'est-à-dire que, pour chaque section, l'angle d'attaque est bien celui qui a été calculé.

Nous avons vu que le rendement est :

$$\eta = \frac{vP_t}{75\Phi},$$

quantité que nous avons déjà étudiée au début de ce chapitre.

54. — Application de cette méthode de calcul.

— Choisissons comme données principales :

$$\begin{aligned} \mathcal{P} &= 50 \text{ chevaux}, \\ n &= 20 \text{ tours par seconde}, \\ v &= 20 \text{ mètres par seconde}, \\ P_t &= 90 \text{ kilogrammes}, \\ v' &= 2 \text{ branches}. \end{aligned}$$

Ces données correspondent à un rendement :

$$\eta = \frac{20 \times 90}{75 \times 50} = 0,48.$$

Nous aurons d'abord à calculer A par la formule :

$$A = \sqrt[4,3]{\frac{5000000 \mathcal{P} n^2}{2v^5}},$$

soit ici :

$$\log A = \frac{\log 5000000 + \log 50 - \log 2 - 3 \log 20}{4,3},$$

d'où nous tirons :

$$A = 9,4473.$$

Nous choisirons donc :

$$A = 9.$$

Nous aurons alors :

$$v' = \frac{5000000 \times 50 \times 20^2}{9^{4,3} \times 20^5}.$$

Done :

$$\log v' = \log 5000000 + \log 50 - 3 \log 20 - 4,3 \log 9,$$

d'où nous tirons :

$$v' = 2,4638.$$

Le rapport de réduction sera donc :

$$\frac{2,4638}{2} = 1,2319,$$

et par suite nous aurons :

$$S' = 1,2319 S.$$

Le module sera :

$$\varphi = \frac{20}{2\pi \times 20} = 0,16.$$

Nous calculerons alors B par la formule :

$$B = \frac{2A^2 + A + 0,50}{3(A + 0,50)},$$

et ici :

$$B = \frac{162 + 9 + 0,50}{3 \times 9,50} = 6,$$

et par suite :

$$\rho_c = 0,16 \times 6 = 0,960.$$

Puis nous prendrons μ_c par la formule :

$$\mu_c = B \frac{1 - \eta}{B^2 \eta + 1},$$

et ici :

$$\mu_c = \frac{6(75 \times 50 - 20 \times 90)}{36 \times 20 \times 90 + 75 \times 50} = 0,1736.$$

Comme vérification, nous aurons pour le rendement global :

$$\eta = \frac{\nu P_4}{75 Q} = \frac{20 \times 90}{75 \times 50} = 0,48.$$

Nous porterons en abscisses sur la figure 49 : $\mu_c = 0,1736$, en ordonnées le rendement $\eta = 0,48$, le point de croisement A est en dehors de la zone hachurée, donc la valeur de μ_c est acceptable. La valeur de η est évidemment toujours inférieure à 1, de sorte que la seule région intéressante est celle qui se trouve en dessous de la droite horizontale DF.

Nous ferons remarquer que le rendement global η que nous avons choisi égal à 0,48, est relativement faible; on peut en effet espérer beaucoup mieux : 0,70 et peut-être 0,80. Nous nous sommes placés de notre choix dans des circonstances défavorables pour le rendement, de manière à montrer que, malgré cela, notre méthode ne conduit pas à des résultats ridicules au point de vue des dimensions à adopter.

Si l'on avait voulu avoir un rendement : $\eta = 0,70$, la puissance motrice nécessaire tombait à 42 HP, et

on aurait eu ainsi une certaine marge de puissance disponible.

Quoi qu'il en soit, notre méthode de calcul est rigoureusement applicable dans ce cas, et donne la certitude absolue de résultats pratiques tout à fait acceptables, et toujours comparables à ceux employés couramment. Ceci posé, nous continuerons notre calcul de la manière suivante ; nous aurons :

$$\operatorname{tg} \alpha_c = \frac{-0,50 \pm \sqrt{0,25 + \mu_c (1 + 2\mu_c)}}{2(1 + 2\mu_c)},$$

soit ici :

$$\operatorname{tg} \alpha_c = 0,0723,$$

d'où :

$$\alpha_c = 4^\circ 6'.$$

Nous aurons ensuite :

$$\gamma_c = \frac{1,25 \operatorname{tg}^2 \alpha_c}{0,25 - 2 \operatorname{tg}^2 \alpha_c},$$

donc :

$$\gamma_c = 0,0272,$$

ensuite :

$$k_c = \frac{\gamma - 0,0038}{0,172},$$

ou bien :

$$k_c = 0,13.$$

On aura alors :

$$\rho_0 = 0,5\varphi,$$

donc :

$$\rho_0 = 0^{m},080$$

et

$$\rho_n = 9\varphi,$$

soit :

$$\rho_n = 1^{m},44.$$

Notre hélice aura donc $2^{m},88$ de diamètre : $d = 2^{m},88$.

Nous aurons pour la surface S :

$$S = \frac{90}{2 \times 0,045 \times 0,273 \times 0,997 \times 400 \times 6,08 \times 5,83^2}$$

soit :

$$S = 0^{m^2},2368 \text{ par pale.}$$

La surface réelle sera donc :

$$S' = 0,2368 \times 1,23 = 0^{m^2},2913,$$

et comme :

$$S' = 1,23 \varphi (a_0 + a_n) \frac{A - 0,5}{2},$$

nous en tirerons :

$$S' = 0,8364 (a_0 + a_n);$$

donc :

$$a_0 + a_n = 0^m,348.$$

Nous savons que :

$$\frac{a_0}{a_n} = \frac{0,5}{9} = 0,055.$$

Nous aurons :

$$a_n = \frac{0,348}{1 + 0,055},$$

soit :

$$a_n = 0,329,$$

donc :

$$a_0 = 0,019.$$

Nous pourrons alors calculer la largeur en C :

$$a_c = \frac{\rho_c}{\rho_n} a_n,$$

soit :

$$a_c = 0,219,$$

par suite :

$$m_c = k_c a_c,$$

soit :

$$m_c = 0,028,$$

enfin :

$$\operatorname{tg} (\beta - \alpha)_c = \frac{1}{B} = 0,166,$$

d'où :

$$(\beta - \alpha)_c = 9^\circ 30',$$

et par suite :

$$\beta_c = 9^\circ 30' + 4^\circ 6' = 13^\circ 36'.$$

55. — Etudions comment la section σ_0 résistera à la traction et à la flexion.

A la traction, la force centrifuge sera :

$$\frac{\frac{2}{3} S' m_e 750}{g} \omega^2 B \varphi,$$

soit ici :

$$6284 \text{ kg}, 91.$$

Il faudra donc que :

$$m'_0 \geq \sqrt{\frac{6284,91}{0,86 \times 1,2 \times 10^6}}.$$

soit :

$$m'_0 \geq 0,078.$$

A la flexion, le moment fléchissant :

$$\frac{P_1 (\rho_c - \rho_0)}{2 \cos \beta_c},$$

soit ici :

$$40,66 \text{ mètres-kilogrammes.}$$

Il faudra donc que :

$$m'_0 \geq \sqrt[3]{\frac{40,66}{0,17 \times 1,2 \times 10^6}},$$

soit :

$$m'_0 \geq 0,058.$$

En prenant $m'_0 = 0,078$, nous serons sûrs que notre ailette résistera bien à la flexion et à la traction. D'une manière générale, on peut dire d'ailleurs que la fatigue prédominante est celle due à la traction.

Nous aurons alors :

$$a'_0 = 0,456.$$

56. — Sur la figure 24, nous avons tracé les différentes sections élémentaires numérotées de 0 à 9. Le contour primitif de la surface S' trouvée par le calcul est représenté en ABGH. Nous venons de calculer que la largeur en O : $A'B' = a'_0 = 0,456$; notre courbe de contour véritable de l'ailette devra donc partir de A'

pour aboutir en B' . Nous tracerons au sentiment cette courbe, mais en nous guidant sur ce que : 1^o au droit de la section du centre C, la largeur devra être la même que la largeur primitive, c'est-à-dire : il faudra que $DE = D'E'$; 2^o la tangente au point D' devra être paral-

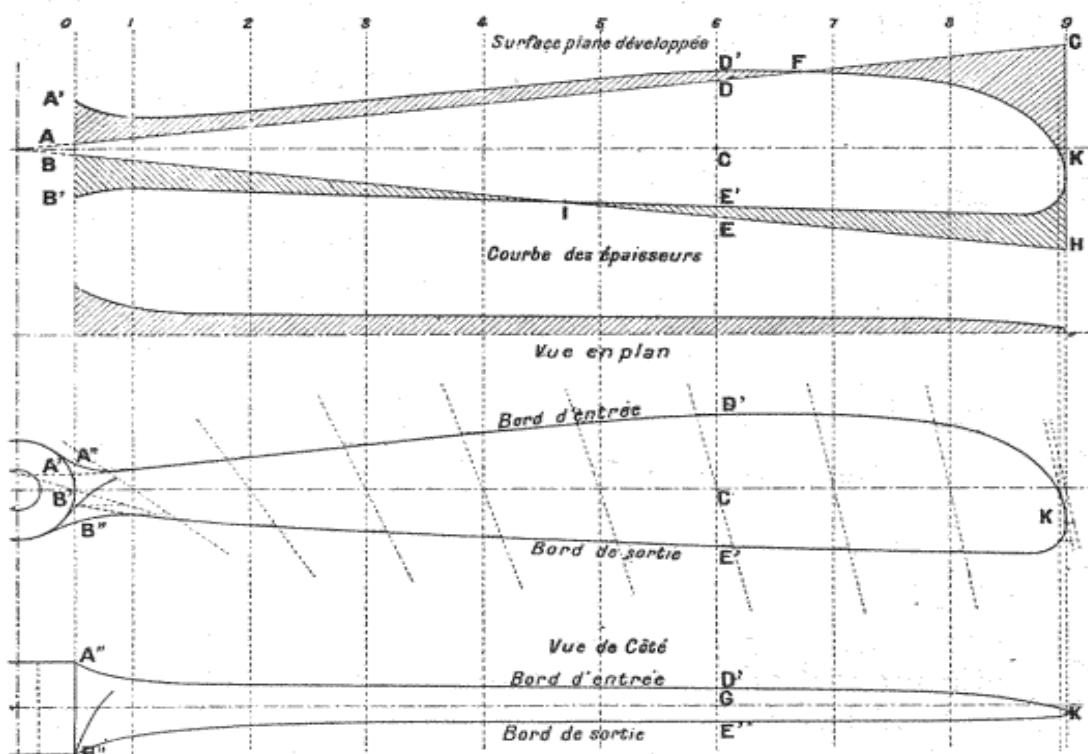


FIG. 24. — Détermination de l'intrados.

lèle à l'axe ; 3^o le bord de sortie devra être sensiblement rectiligne, et le bord d'entrée bombé au maximum en D' ; 4^o la surface développée plane de l'ailette ainsi tracée devra être à celle égale du trapèze primitif (il suffira pour cela de tâtonner en planimétrant chaque fois les surfaces ; on devra avoir l'égalité des surfaces $A'D'FDA$ et FGK , ainsi que celle de BIB' et $IE'KHE$) ; 5^o le point K devra être sensiblement au-dessous de l'axe.

NUMÉROS DES ÉLÉMENS	m'	a'	k	γ	α	ρ	$\beta - \alpha$	p_0	b'	μ	λ	$\eta_{2'}$	η_1	η
0	0 ^m ,078	0 ^m ,456	0,500	0,0898	7° 7'	0 ^m ,08	63° 28'	70° 35'	1 ^m ,449	0 ^m ,447	0,3585	0,295	0,705	0,324 0,228
1	0 ^m ,045	0 ^m ,415	0,387	0,0708	6° 31'	0 ^m ,46	45° 0	51° 31'	1 ^m ,258	0 ^m ,090	0,3037	0,203	0,797	0,672 0,534
2	0 ^m ,034	0 ^m ,430	0,242	0,0555	5° 46'	0 ^m ,32	26° 33'	32° 19'	1 ^m ,266	0 ^m ,075	0,2642	0,209	0,791	0,719 0,568
3	0 ^m ,032	0 ^m ,450	0,228	0,0430	5° 10'	0 ^m ,48	18° 23'	23° 33'	1 ^m ,308	0 ^m ,060	0,2245	0,235	0,765	0,723 0,553
4	0 ^m ,031	0 ^m ,472	0,182	0,0350	4° 42'	0 ^m ,64	14° 3'	18° 45'	1 ^m ,356	0 ^m ,055	0,4960	0,260	0,740	0,727 0,538
5	0 ^m ,030	0 ^m ,200	0,452	0,0303	4° 21'	0 ^m ,80	11° 20'	15° 41'	1 ^m ,400	0 ^m ,054	0,4836	0,285	0,745	0,704 0,502
6	0 ^m ,028	0 ^m ,219	0,436	0,0272	4° 6'	0 ^m ,96	9° 33'	13° 39'	1 ^m ,458	0 ^m ,052	0,4736	0,313	0,687	0,694 0,475
7	0 ^m ,027	0 ^m ,220	0,422	0,0247	3° 56'	1 ^m ,42	8° 6'	12° 2'	1 ^m ,498	0 ^m ,047	0,4608	0,330	0,670	0,684 0,459
8	0 ^m ,023	0 ^m ,207	0,413	0,0232	3° 50'	4 ^m ,28	7° 7'	10° 57'	1 ^m ,544	0 ^m ,044	0,4566	0,352	0,648	0,673 0,435
9	0 ^m ,009	0 ^m ,080	0,409	0,0226	3° 47'	4 ^m ,44	6° 20'	10° 7'	4 ^m ,602	0 ^m ,04	0,4547	0,376	0,624	0,656 0,440

Ceci étant fait, nous tracerons la courbe des épaisseurs en prenant à l'origine m_0 , et en 6, $m'_c = m_c$, car $a'_c = a_c$; la courbe sera très sensiblement une droite entre 2 et 7, avec des courbes de raccord voulues au proximum et au distum. Nous relèverons sur cette courbe les différentes valeurs de m' , comme nous relèverons sur la surface développée plane celles de a' , et nous pourrons ainsi établir le tableau de la page 101.

57. — A l'aide de ce tableau nous tracerons en chaque élément une droite inclinée de β degrés, sur laquelle nous porterons simultanément, les longueurs de part et d'autres de l'axe dont le total forme a' pour la surface développée plane. En projetant sur les lignes de rappel, nous aurons une succession de points dont l'ensemble forme le contour de l'ailette en projection horizontale. Sur cette surface, nous supposerons que conventionnellement le point C se confond avec le centre de poussée; l'erreur est en réalité bien faible. La section O présente une largeur A'B' trop faible, au point de vue de l'exécution du raccordement avec le moyeu qui a pour diamètre : $2\rho_0 = 0^m,16$, nous modifierons cette largeur et nous tracerons un large congé qui augmentera considérablement la résistance de l'ailette en cette section, qui fatigue particulièrement.

Les longueurs b' qui figurent dans ce tableau donnent les épaisseurs de l'aile vues de côté, elles sont calculées par la formule indiquée plus haut. Nous avons reporté sur la vue de côté ces épaisseurs qui donnent une vue d'ensemble latérale de l'ailette. Nous constatons que la fraction de pas est variable, nous l'avons calculée dans le tableau ci-dessous :

p_0	b'	f
1,419	0,147	0,104
1,258	0,090	0,072
1,266	0,075	0,059
1,308	0,060	0,046
1,356	0,055	0,041
1,400	0,054	0,038
1,458	0,052	0,036
1,498	0,047	0,034
1,544	0,041	0,027
1,602	0,014	0,008

elle est décroissante, c'est d'ailleurs le cas le plus fréquent.

Le pas p_0 qui figure dans ce tableau est calculé par la formule :

$$p_0 = 2\pi \varphi \frac{\operatorname{tg} \beta}{\operatorname{tg}(\beta - \alpha)}.$$

Le coefficient μ est :

$$\mu = 0,8 [\gamma + \sqrt{\gamma(2\gamma + 1,25)}].$$

Le recul λ est :

$$\lambda = 1 - \frac{\operatorname{tg}(\beta - \alpha)}{\operatorname{tg} \beta}.$$

Le rendement d'appropriation :

$$\eta_2 = 1 - \lambda.$$

Le rendement de construction :

$$\eta_1 = \operatorname{tg} \beta \frac{1 - \mu \operatorname{tg}(\beta - \alpha)}{\operatorname{tg}(\beta - \alpha) + \mu}.$$

Enfin le rendement total :

$$\eta = \eta_1 \eta_2 = \operatorname{tg}(\beta - \alpha) \frac{1 - \mu \operatorname{tg}(\beta - \alpha)}{\operatorname{tg}(\beta - \alpha) + \mu}.$$

58. — Ces valeurs ainsi calculées nous ont permis de tracer les courbes de la figure n° 25 ; elles ont

toutes à peu près la même allure, en ayant pour asymptote l'axe vertical, et une autre asymptote verticale à distance infinie. Les maxima et minima de ces différentes fractions ne présentant pas d'intérêt pratique immédiat, nous ne les avons pas calculés. Ce qu'il est intéressant de connaître ce sont les valeurs moyennes,

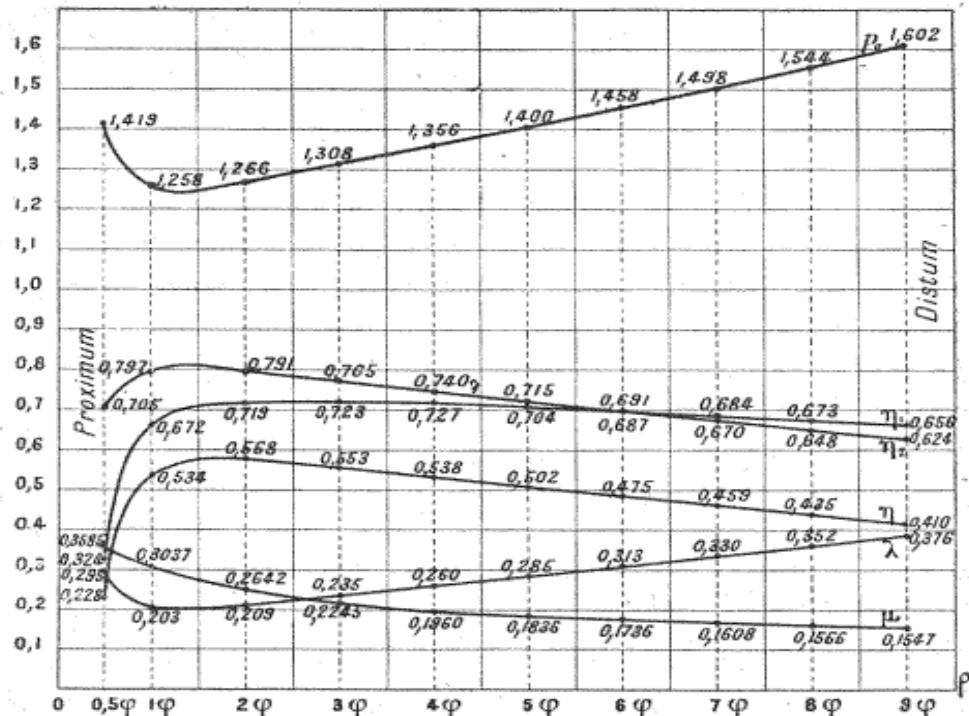


FIG. 25. — Variations de p_0 , λ , γ , η_1 , η_2 , η en fonction de ρ .

en d'autres termes : les ordonnées moyennes de ces courbes ; on les obtiendra en planimétrant ces surfaces en les divisant par $\rho_n - \rho_0$ à l'échelle de la figure 25.

On obtiendra alors :

$$\bar{\eta} = \frac{6,4718}{43,6} = 0,1475$$

pour le rendement total de l'hélice, cette valeur est à

rapprocher de celle obtenue pour η_1 , et montre le degré de précision de notre méthode.

Le recul sera :

$$\lambda = \frac{3,8740}{13,6} = 0,284.$$

Le pas moyen sera :

$$p_{0m} = \frac{19,2590}{13,6} = 1^m,446.$$

Le pas de la trajectoire étant :

$$p = 2\pi\varphi = 1^m,005,$$

le recul devra être :

$$\lambda = 1 - \frac{1,005}{1,446} = 0,290,$$

chiffre très voisin du précédent.

Le rendement de construction sera :

$$\eta_1 = \frac{9,1138}{13,6} = 0,670.$$

Le rendement d'appropriation :

$$\eta_2 = \frac{9,7304}{13,6} = 0,716.$$

Nous avons bien :

$$\eta_2 + \lambda = 0,716 + 0,284 = 1,000,$$

ainsi que :

$$\eta = \eta_1 \eta_2 = 0,475 = 0,670 \times 0,716.$$

La fin du tracé de cette hélice considérée comme exemple sera donnée dans la seconde partie de cet ouvrage.

59. — Enfin nous calculerons la valeur de la surface orthogonale équivalente à la résistance frontale de l'aéroplane par la formule :

$$D = \frac{\Sigma}{S} = \frac{2,14 \times 0,273 \times 0,997 \times 6,08 \times 5,83}{2,46},$$

soit ici :

$$D = \frac{\Sigma}{S} = 8,29,$$

ce qui donnera pour Σ :

$$\Sigma = 2^{m^2,44}.$$

Tout ceci suppose, et c'est là-dessus qu'est basée uniquement cette théorie, que les conditions de fonctionnement sont identiques à celles qui ont été prévues lors de l'étude de cette hélice. Si ces conditions étaient différentes, l'angle d'attaque n'aurait plus la valeur donnée qui est *optima*, et tous les résultats que fournissent nos calculs seraient changés. Or ces circonstances sont évidemment celles qui sont le plus favorables; nous nous en tiendrons donc là, ceci nous suffisant pour la pratique.

Il est à remarquer que cette théorie contient comme cas particulier celle de M. Drzewiecki, pour laquelle cet auteur suppose que l'angle d'attaque est constant et égal à 2° , dans ce cas :

$$\gamma = 0,0062$$

tandis qu'en réalité il est variable du proximum au distum, nous avons vu dans quelles proportions, et que :

$$\gamma = 0,0038 + 0,172k,$$

γ variant avec la forme de la section considérée; M. Drzewiecki suppose aussi que l'aile a une largeur constante, ce qui lui permet d'intégrer la poussée. Nous renverrons le lecteur que ces hélices « Normales » intéresseront, au remarquable ouvrage de cet auteur.



CHAPITRE VI

60. — Efficacité de Renard. — Efficacité de Wellner. — Puissance. — Le colonel Ch. Renard avait convenu d'appeler ainsi le rapport :

$$E = \frac{P_1}{\mathcal{C}},$$

qui représente la poussée utile par cheval dépensé ; nous appellerons E : « efficacité de Renard ».

Nous avons vu plus haut qu'en concentrant l'ailette en son centre de poussée C , la poussée P_1 peut être mise sous la forme suivante pour une hélice à deux branches :

$$P_1 = 2Kf(\alpha) \cos \alpha \cdot Sv^2 \sqrt{1 + B^2} (B - \mu),$$

et que la puissance absorbée peut s'écrire :

$$\mathcal{C} = 2Kf(\alpha) \cos \alpha \cdot Sv^2 \sqrt{1 + B^2} (1 + B\mu) V.$$

Or :

$$V = \omega \varphi_c = \omega B \varphi = Bv.$$

Nous aurons donc :

$$\mathcal{C} = 2Kf(\alpha) \cos \alpha \cdot Sv^3 \sqrt{1 + B^2} (1 + B\mu) B.$$

L'efficacité de Renard s'écrira donc :

$$E = \frac{B - \mu}{(1 + B\mu) Bv}.$$

Pour que cette efficacité soit le plus grande possible, il faut que B soit petit, c'est-à-dire que le centre

de poussée soit près de l'axe, il faut également que la vitesse d'avancement v soit petite. Cette quantité ne peut servir à mesurer la puissance de l'hélice, E varie en effet avec v ; elle permet seulement d'avoir une idée d'une hélice en tant que propulseur ou sustentateur.

Elle a le défaut de ne pas contenir d'une manière explicite la surface totale de l'hélice et, par suite, de ne tenir compte du nombre d'ailettes que par les valeurs relevées pendant des essais, et non pas calculables.

61. — De son côté le professeur Wellner a désigné sous le nom d'efficacité le rapport :

$$e = \frac{P_1^3}{\bar{C}^2 S_1},$$

que nous appellerons « efficacité de Wellner », et comme :

$$S_1 = 2S,$$

nous aurons toutes reductions faites :

$$e = \frac{Kf(\alpha) \cos \alpha \sqrt{1 + B^2} (B - \mu)^3}{B^2 (1 + B\mu)^2}.$$

Nous verrons plus loin que le colonel Ch. Renard a appelé « puissance de l'hélice » la quantité :

$$L = \frac{P_1^3}{\bar{C}^2}$$

qui, théoriquement du moins, devrait rester fixe, le nombre de tours croissant, et qui, en tous cas, présente un palier très remarquable, comme nous le verrons plus loin.

Nous pourrons donc mettre e sous la forme :

$$e = \frac{L}{S_1}.$$

Si S_1 reste fixe, e doit l'être également, le nombre de tours croissant, et caractérise en quelque sorte un modèle d'hélice donné ; en pratique, ces courbes pré-

sentent de très longs paliers, les anomalies ayant lieu surtout aux faibles vitesses de rotation et, par suite, aux faibles poussées. S_1 croissant de l'hélice à deux branches

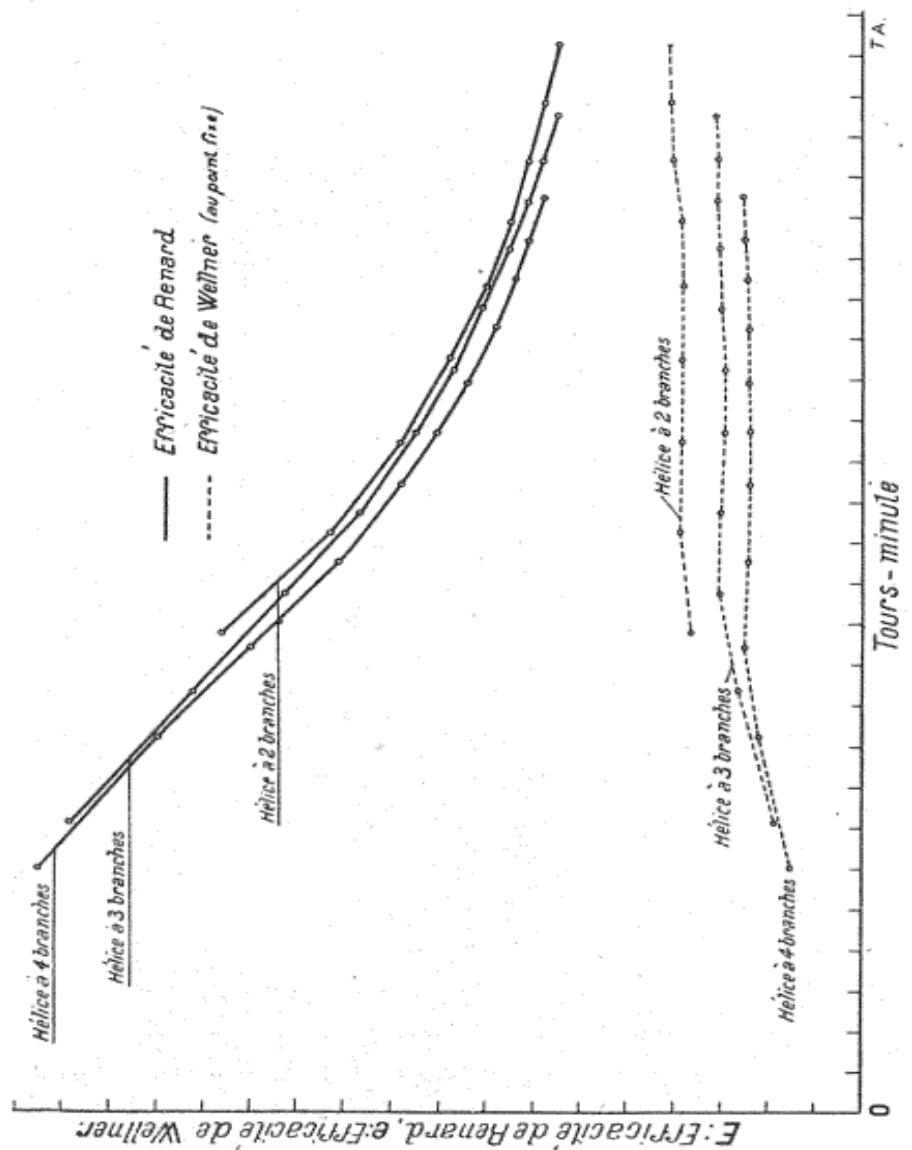


Fig. 26. — Variations de l'efficacité de Renard et de l'efficacité de Wellner en fonction du nombre de tours par minute.

Essais exécutés au Conservatoire des Arts et Métiers sur trois hélices métalliques différentes ayant pour caractéristiques :

$$d = 2^m, 44, \quad p_0 = 1^m, 84, \quad S = 0^{m^2}, 2530.$$

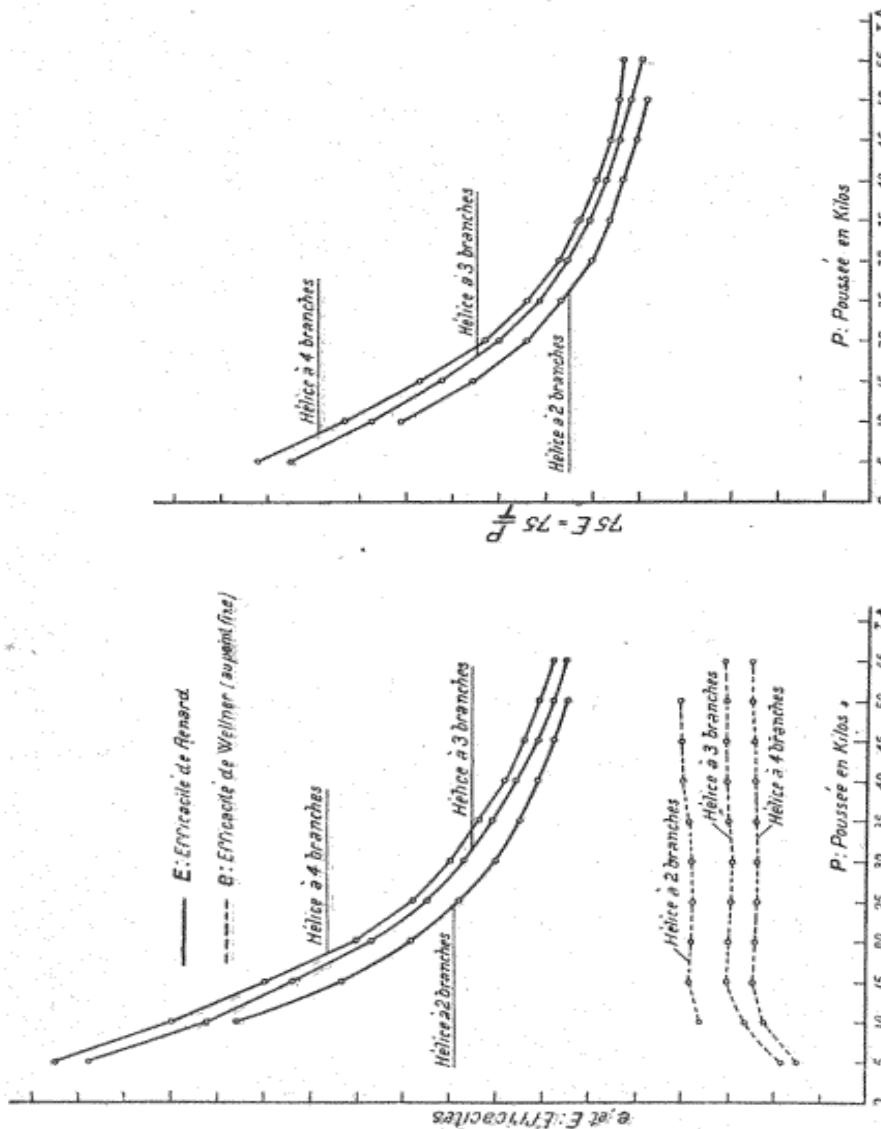
à celle à quatre, les efficacités de Wellner iront au contraire en décroissant.

On peut écrire que :

$$e = E^2 \times \frac{P_4}{S_4} = E^3 \times \frac{G}{S_4}.$$

Nous aurons également

$$L = \frac{2Kf(\alpha) \cos \alpha \times S \sqrt{1 + B^2} (B - \mu)^3}{B^2(1 + B\mu)^2},$$



Variations de l'efficacité de Renard et de l'efficacité de Wellner en fonction de la poussée P_1 .

Essais exécutés au Conservatoire des Arts et Métiers sur trois hélices métalliques différentes ayant pour caractéristiques ; $d = 1^m, 44$, $p_0 = 2^m, 84$, $S = 0^{m^2}, 2530$,

FIG. 27,

et comme le rendement peut s'écrire :

$$\eta = \frac{\mathcal{E}}{\mathcal{C}} = \frac{2Kf(\alpha) \cos \alpha \times Sv^2 \sqrt{1 + B^2} (B - \mu) v}{2Kf(\alpha) \cos \alpha \times Sv^2 \sqrt{1 + B^2} (1 + B\mu) Bv}$$

ou bien :

$$\eta = \frac{B - \mu}{B(1 + B\mu)},$$

nous aurons finalement :

$$L = \frac{P_4}{v^2} \eta^2, \quad E = \frac{\eta}{v}, \quad e = \frac{\eta^2}{v^2} \times \frac{P_4}{S_4}.$$

A titre d'exemples, les trois courbes des figures 26 et 27 proviennent d'essais effectués au Conservatoire des Arts et Métiers sur des hélices métalliques à deux, trois et quatre branches.

62. — Nous avons vu plus haut que le colonel Ch. Renard avait convenu d'appeler « puissance de l'hélice » le rapport :

$$L = \frac{P_4^3}{C^2}.$$

Ce rapport reste fixe lorsque le nombre de tours n varie; en effet, on peut écrire :

$$P_4 = k'n^2, \quad C = k'n^3;$$

d'où l'on conclut que L est une constante.

Sur la figure 28, nous avons représenté les variations de L pour les trois mêmes hélices que précédemment; nous nous sommes contentés, comme pour les figures précédentes, de schématiser les courbes en joignant par des segments de droite les différents points représentatifs des essais.

Comme le faisait prévoir la théorie, ces courbes présentent de très longs paliers, les variations aux vitesses élevées étant relativement faibles; les anomalies se présentant toujours pour les faibles vitesses de rotation. Le colonel Ch. Renard avait, à propos de la puissance, énoncé un certain nombre de propriétés sous forme de cinq théorèmes :

THÉORÈME. I. — *Dans un propulseur hélicoïdal utilisant la résistance de l'air, le rapport du cube de la*

poussée au carré du travail dépensé par seconde est un

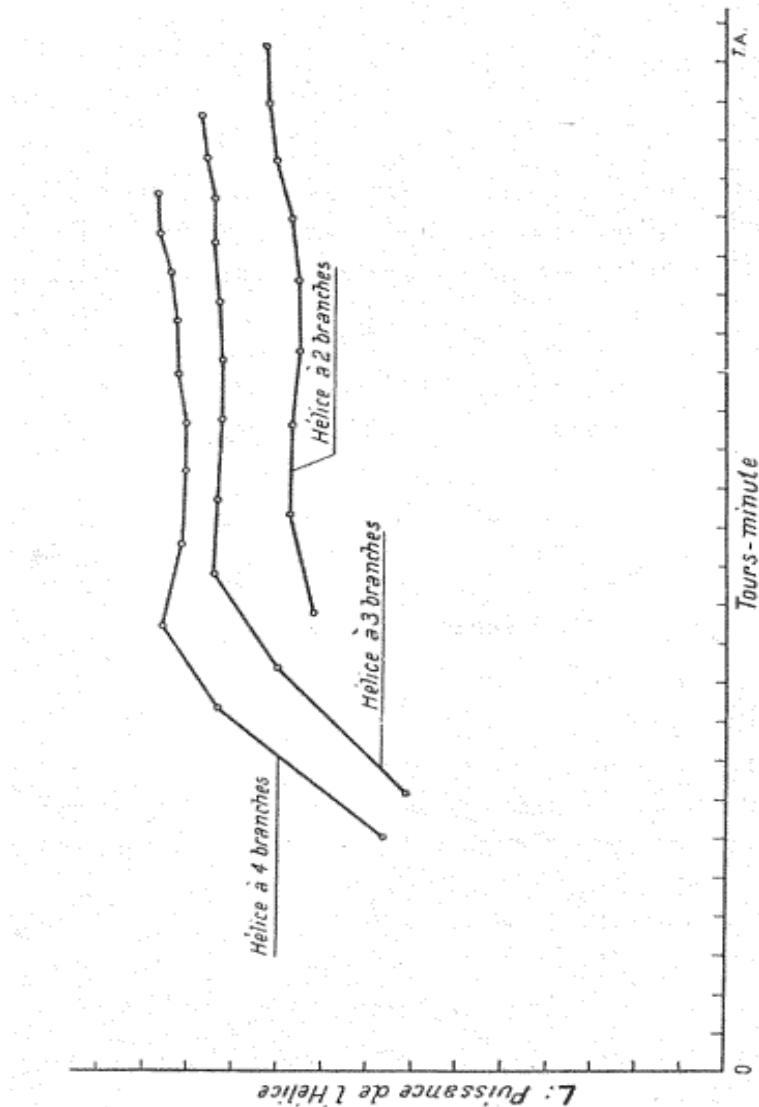


Fig. 28. — Variations de la puissance de l'hélice en fonction du nombre de tours par minute.

Essais exécutés au Conservatoire des Arts et Métiers sur trois hélices différentes ayant pour caractéristiques :

$$d = 2^{\text{m}} 44, \quad p_0 = 1^{\text{m}} 86, \quad S = 0^{\text{m}} 2530.$$

nombre constant, le nombre de tours par minute variant :

$$\frac{P^3}{S^2} = L = \text{constante},$$

ce que nous avons déjà vu.

THÉORÈME II. — *Dans un sustentateur orthogonal*

simple, la puissance de sustentation est égale au produit du coefficient K par la surface S" du sustentateur.

En effet :

$$P' = KS''V^2,$$

grossso modo :

$$\mathcal{C}' = KS''V^3,$$

d'où en éliminant V :

$$\frac{P'^3}{\mathcal{C}'^2} = KS''.$$

THÉORÈME III. — *Un propulseur hélicoïdal est équivalent au point de vue de la relation qui existe entre la poussée et le travail par seconde (puissance), et à ce seul point de vue, à un sustentateur orthogonal ayant une certaine surface appelée « surface équivalente ».*

S" étant la surface dudit sustentateur, sa puissance est de même que pour une hélice :

$$L' = \frac{P'^3}{\mathcal{C}'^2} = KS'' = L.$$

En posant $S'' = \frac{L}{K}$, les deux organes sont équivalents.

D'où le théorème suivant :

THÉORÈME IV. — *Un sustentateur ou propulseur quelconque est équivalent à un sustentateur orthogonal d'une surface S" égale au quotient de la puissance L par le coefficient K, surface animée de la vitesse normale V.*

63. — Hélices semblables. — On appelle hélices semblables deux hélices telles que toutes leurs dimensions métriques soient dans un même rapport θ , appelé rapport de similitude :

THÉORÈME V. — *Dans une famille d'hélices semblables, la puissance de l'une de celles-ci est proportionnelle au carré du diamètre.*

En effet, nous pouvons, d'après les formules vues

précédemment, mettre L sous la forme :

$$\begin{aligned} L &= k'S_4 \text{ pour une hélice;} \\ L' &= k'S'_4 \text{ pour l'autre.} \end{aligned}$$

Les dimensions métriques étant dans le même rapport θ , nous pouvons écrire :

$$\frac{L}{L'} = \frac{S_4}{S'_4} = \frac{d^2}{d'^2} = \theta^2.$$

Soient V et V' les vitesses des deux hélices, P_4 et P'_4 les deux poussées, on a :

$$\frac{P_4}{P'_4} = \frac{S_4 V^2}{S'_4 V'^2},$$

d'où :

$$\frac{P_4}{P'_4} = \theta^2 \frac{V^2}{V'^2}.$$

Donc les poussées sont dans le rapport des carrés des vitesses, et les travaux dans le rapport des cubes des mêmes vitesses.

COROLLAIRE. — *Dans une famille d'hélices semblables, la puissance de l'une d'elles est proportionnelle à la surface du cercle décrit par l'extrémité des ailes, ou « surface d'appui ».*

En effet :

$$L = \frac{P_4^3}{\theta^2} = k'S_4.$$

S_4 est proportionnelle au diamètre d , auquel est proportionnelle $\frac{\pi d^2}{4}$, surface d'appui.

64. — Qualité des ailes. — On doit toujours au colonel Ch. Renard le théorème suivant :

THÉORÈME VI. — *Dans une famille d'hélices semblables, la surface fictive de chacune d'elles est proportionnelle à la surface d'appui : $\frac{\pi d^2}{4}$.*

Nous avons vu plus haut que la surface fictive est déterminée par :

$$S^* = \frac{L}{K}$$

Cette propriété est due à ce que :

$$\frac{L}{L'} = \frac{d^2}{d'^2} = \theta^2,$$

θ étant le rapport de similitude. On peut donc écrire que :

$$U = \frac{S^*}{\frac{\pi d^2}{4}} = \frac{4L}{K\pi d^2} = \text{constante},$$

pour une famille d'hélices semblables données.

U est ce que le colonel Ch. Renard appelait la « qualité des ailes » ; ce qui veut dire, par exemple, qu'une hélice de qualité 3 est équivalente à un plan mince orthogonal d'une surface triple de sa surface d'appui $\frac{\pi d^2}{4}$.

U ne dépend pas du diamètre de l'hélice, elle ne dépend que de sa forme et est indépendante de ρ , densité de l'air; n , nombre des ailettes, influe un peu sur U; f , fraction du pas total, ainsi que l'épaisseur du bord d'attaque de l'ailette et le contour de l'arête de sortie également; mais cette dépendance de U est surtout marquée vis-à-vis de h , pas relatif; nous verrons, d'ailleurs, ceci un peu plus loin.

Dans une série d'essais exécutés à Chalais-Meudon, par le colonel Ch. Renard, en admettant pour K la valeur 0,085, il a trouvé, pour six hélices de 1 mètre de diamètre, ne différant entre elles que par h :

NUMÉROS DES HÉLICES	1	2	3	4	5	6
Pas.....	0,25	0,50	0,75	1,00	1,25	1,50
Pas relatif	0,25	0,50	0,75	1,00	1,25	1,50
Qualité	0,48	1,01	1,14	0,76	0,52	0,38

On voit donc que la supériorité de l'hélice n° 3 est très marquée sur les autres au point de vue de la qualité. Il est à remarquer, d'ailleurs, qu'à l'heure actuelle, on possède des hélices d'une qualité supérieure; Renard s'est rendu compte de cette possibilité, et voici ce qu'il a observé à ce sujet; on peut démontrer par le calcul que U est proportionnel au carré du rendement total η et que le coefficient de proportionnalité est très voisin de 6 :

$$U = 6\eta^2.$$

Comme $\eta < 1$, U a une limite supérieure égale à 6. On voit donc qu'il reste beaucoup à gagner sur la valeur de U .

Nous avons vu que :

$$L = \frac{P_4}{v^2} \cdot \eta^2.$$

En portant dans l'expression de U , il vient, tous calculs faits :

$$U = 3,745 \frac{P_4}{A^2 \varphi^2 v^2} \eta^2.$$

En prenant $K = 0,085$, coefficient de Renard, nous pourrons écrire cette expression en fonction du diamètre d :

$$U = 14,979 \frac{P_4}{d^2 v^2} \eta^2.$$

Comme :

$$\eta = \frac{v P_4}{75 \varphi},$$

cette expression pourra finalement s'écrire :

$$U = 0,00266 \frac{P_4^3}{\varphi^2 d^2}.$$

65. — Expressions de P_4 et φ en fonction de n et de d . — Nous avons écrit précédemment que :

$$P_4 = 2Kf(\alpha) \cos \alpha \cdot Sv^2 \sqrt{1 + B^2} (B - \mu),$$

$$\varphi = 2Kf(\alpha) \cos \alpha \cdot Sv^2 \sqrt{1 + B^2} (1 + B\mu) Bv.$$

Nous poserons :

$$S = (i \cdot A \varphi)^2,$$

i étant un coefficient ; de même :

$$\begin{aligned} \sqrt{1 + B^2} &= j \cdot A, \\ B - \mu &= t \cdot A, \\ 1 + B\mu &= u \cdot A, \\ B &= w \cdot A, \end{aligned}$$

et nous pourrons alors écrire :

$$P_1 = 2Kf(\alpha) \cos \alpha \cdot i^2 A^2 \varphi^2 j A t A v^2,$$

ou bien :

$$P_1 = 2Kf(\alpha) \cos \alpha \cdot i^2 j t A^4 \varphi^4 \times 4\pi^2 n^2,$$

ou bien :

$$P_1 = \frac{1}{2} Kf(\alpha) \cos \alpha \cdot i^2 j t \pi^2 n^2 d^4,$$

de la forme :

$$P_1 = \varepsilon n^2 d^4.$$

De même :

$$\mathcal{G} = 2Kf(\alpha) \cos \alpha \cdot i^2 A^2 \varphi^2 j A u A w A v^3,$$

ou bien :

$$\mathcal{G} = 2Kf(\alpha) \cos \alpha \cdot i^2 j u w A^5 \varphi^2 \omega^3 \varphi^3,$$

ou bien :

$$\mathcal{G} = 2Kf(\alpha) \cos \alpha \cdot i^2 j w u A^5 \varphi^5 \times 8\pi^3 n^3,$$

ou enfin :

$$\mathcal{G} = \frac{1}{2} Kf(\alpha) \cos \alpha \cdot i^2 j u w \pi^3 n^3 d^5,$$

qui est bien de la forme :

$$\mathcal{G} = \zeta n^3 d^5.$$

Nous appellerons ces deux expressions de P_1 et \mathcal{G} : « formules de Renard ».

Dans ces deux formules :

$$\varepsilon = Gt \cdot \pi^2 = 9,8696 \times Gt,$$

$$\zeta = Guw \cdot \pi^3 = 31,0063 \times Guw,$$

en posant :

$$G = \frac{1}{2} Kf(\alpha) \cos \alpha \cdot i^2 j,$$

66. — Nous aurons alors :

$$L = \frac{P_4^3}{\zeta^2} = \frac{\epsilon^3}{\zeta^2} \cdot d^2,$$

et comme :

$$U = \frac{L}{K\pi d^2} = \frac{4L}{K\pi d^2},$$

nous aurons :

$$U = \frac{4}{K\pi} \cdot \frac{\epsilon^3}{\zeta^2},$$

soit en supposant que $K = 0,085$:

$$U = 14,979 \cdot \frac{\epsilon^3}{\zeta^2},$$

formule absolument générale.

D'après ces formules, nous avons pu établir le tableau suivant, provenant de certains essais :

HÉLICES	ARTS ET MÉTIERS			CH. RENAUD	CHAUVIÈRE	ZOPTÈRE GOELAND	CHAUVIÈRE	
	Deux branches	Trois branches	Quatre branches					
U	0,50	0,58	0,62	1,14	1,24	1,35	1,36	1,40
η ($U=6\eta^2$)	0,288	0,31	0,32	0,45	0,45	0,47	0,47	0,48
ϵ	0,0186	0,0231	0,0282	0,0260	0,0212	0,0220	0,0148	0,0154
ζ	0,0142	0,0176	0,0231	0,0152	0,0161	0,0108	0,0043	0,0062
p	1,88	1,88	1,88	0,75	2,50	néant	0,70	1,45
d	2,44	2,44	2,44	1,00	3,00	0,42	1,80	2,30

Nous voyons combien nous sommes encore éloignés de cette valeur $U = 6$. Mais il faut néanmoins remarquer que toutes ces valeurs proviennent d'essais au point fixe et que, très certainement, les chiffres réels sont meilleurs à bord de l'aéroplane.

Nous pourrons écrire que le rendement est :

$$\eta = \frac{2\pi\epsilon n^3 d^3 \varphi}{\zeta n^3 d^3},$$

Ce qui, toutes réductions faites, nous donne :

$$\eta = 3,14 \frac{\epsilon}{\zeta} \cdot \frac{1}{A}.$$

67. — Le capitaine Ferber avait fourni d'autres expressions de P_1 et τ en fonction de n et de d , plus complètes que celles de Renard, et que nous appellerons « expressions de Ferber », dans lesquelles :

$$\begin{aligned}\epsilon &= (\psi\lambda - \psi')h, \\ \zeta &= h^2\chi\lambda + \chi'.\end{aligned}$$

En s'appuyant sur la théorie de l'angle d'attaque mis en évidence par la construction due à M. Drzewiecki, le capitaine Ferber était arrivé d'abord à obtenir l'expression des forces qui s'exercent sur une section cylindrique, en tenant compte de la vitesse du système ; l'intégration étendue à la palette entière donnait la formule complète. En évitant d'effectuer les intégrales, mais en les réduisant à certains coefficients déterminés expérimentalement, il est arrivé aux formules générales suivantes :

$$\begin{aligned}P_1 &= (\psi\lambda - \psi') hn^2d^4, \\ \tau &= (h^2\chi\lambda + \chi') n^3d^5.\end{aligned}$$

Comme :

$$v = nhd(1 - \lambda),$$

le rendement total a pour expression :

$$\eta = \frac{P_1 v}{\tau} = \frac{(1 - \lambda)(\psi\lambda - \psi')h^2}{\chi h^2\lambda + \chi'},$$

expression que nous rapprocherons de :

$$\eta = \operatorname{tg} \beta (1 - \lambda) \frac{1 - \mu \operatorname{tg} \beta (1 - \lambda)}{\operatorname{tg} \beta (1 - \lambda) + \mu},$$

d'où nous conclurons que les quantités sont égales à :

$$\begin{aligned}-\psi h^2 &= \operatorname{tg} \beta (1 - \mu \operatorname{tg} \beta), \\ \psi h^2 &= \mu \operatorname{tg}^2 \beta, \\ \chi' &= \mu + \operatorname{tg} \beta, \\ \chi h^2 &= -\operatorname{tg} \beta,\end{aligned}$$

ou leur sont proportionnelles.

Dans les expressions qui précèdent, h est le pas relatif, et λ le recul. Les coefficients ψ , ψ' , χ , χ' sont : 1^o proportionnels au coefficient de la résistance de l'air ; 2^o ils s'annulent avec la fraction de pas (on peut les considérer comme proportionnels à la puissance 2/3 de la fraction de pas f) ; 3^o ψ et χ sont des fonctions du pas relatif h ; 4^o ψ et χ sont des constantes pour une hélice donnée qui sont proportionnelles au coefficient de frottement b_1 .

Le capitaine Ferber avait, pour vérifier ces formules, fait exécuter un châssis à quatre roues muni d'un moteur qui actionnait deux hélices en sens inverse ; on avait ainsi une voiture à hélices aériennes. On possédait la caractéristique du moteur à explosions, c'est-à-dire la courbe de la puissance fournie en fonction du nombre de tours par minute ; la poussée était mesurée avec un dynamomètre, le nombre de tours du moteur par un compteur et la vitesse était chronométrée sur une base fixe connue. On a pu ainsi avoir tous les éléments pour vérifier ces formules ; l'accord entre cette théorie et les chiffres relevés expérimentalement a été très satisfaisant. Les coefficients ψ , ψ' , χ , χ' étant indépendants du recul, il est possible de les mesurer au point fixe, en ayant soin toutefois de faire $\lambda = 1$ dans les formules ; on évite ainsi la très grande difficulté de prendre des mesures sur un appareil en marche.

h	0	1/3	1	2	3	4	6	12
ψ	0,0180	0,0224	0,0312	0,0211	0,0143	0,0095	0,0057	0,0011
χ	0,0179	0,0220	0,0260	0,0194	0,0132	0,0092	0,0055	0,0010
$\psi' = 0,0001$				$\chi' = 0,0026$				

Le capitaine Ferber était ainsi arrivé à déterminer ψ , ψ' , χ , χ' pour huit hélices différentes, le rapport de pas variant de 0 à 12.

En ce qui concerne cette très remarquable théorie, nous renverrons le lecteur pour plus de détails au bel ouvrage sur l'aviation du savant et regretté officier, et nous terminerons ici la première partie de cet ouvrage.

DEUXIÈME PARTIE

TRACÉ DE L'HÉLICE

CHAPITRE I

68. — **Tracé.** — Théoriquement, il existerait un nombre illimité de formes possibles pour le contour de l'ailette, toutes formes parfaitement discutables d'ailleurs; citons-en quelques-unes, ainsi que certains tracés.

Dans les hélices à fraction de pas constante la génératrice peut être une droite perpendiculaire à l'axe, c'est le cas le plus fréquent, l'hélice est dite géométrique; le contour peut être symétrique, par exemple limité aux deux bords limitant l'entrée et la sortie dans les deux plans correspondant à la fraction de pas constante; il peut être encore dissymétrique avec une forme quel-

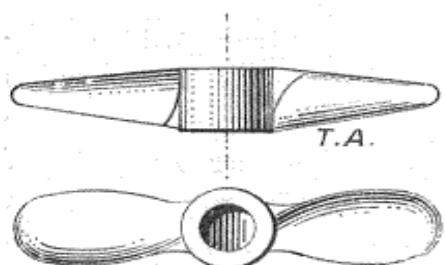


FIG. 29.

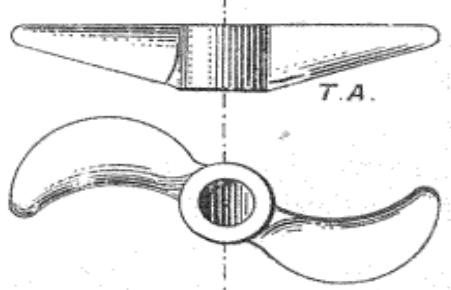


FIG. 30.

conque. Dans les hélices à fraction de pas variable, on peut avoir une génératrice perpendiculaire à l'axe avec contours symétriques (*fig. 29*) ou dissymétriques, la

ligne médiane étant droite ou courbe (*fig. 30*) ; la génératrice peut être une droite oblique à l'axe et le contour symétrique (*fig. 31*) ou non ; la génératrice peut être

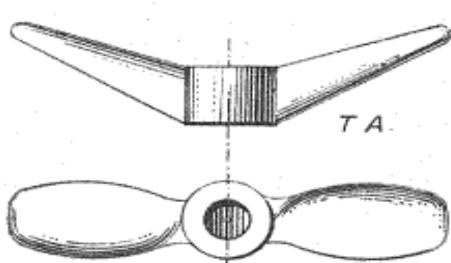


FIG. 31.

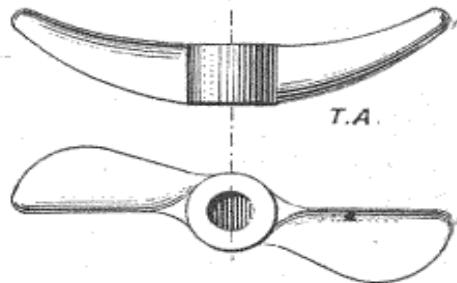


FIG. 32.

une courbe et le contour symétrique ou non (*fig. 32*). La surface de l'aile peut en somme être considérée comme engendrée par le déplacement circulaire d'une droite : la génératrice, autour d'une hélice géométrique : la directrice. Cette directrice peut être créée par l'enroulement d'une droite sur un cylindre, mais aussi par celui d'une courbe quelconque, on obtient ainsi les hélices à pas croissants ou à pas variables ; comme nous l'avons vu, la génératrice peut aussi être quelconque. Enfin on peut concevoir la directrice comme provenant de l'enroulement d'une courbe quelconque sur une surface cylindrique quelconque ; on obtient ainsi les hélices dites « irrégulières » très employées en marine ; leur prototype comme forme est l'hélice Drzewiecki ou « Normale », constituée par Ratmanoff pour l'aviation. Il existe un très grand nombre de types d'hélices irrégulières possibles pour les aéroplanes, ce n'est que l'expérience, croyons-nous, qui pourra en indiquer la meilleure. M. Marchand a préconisé, il y a quelque temps, un propulseur spécial décrit dans le *Bulletin Technologique des Ecoles d'Arts et Métiers*, l'ailette serait constituée par une série d'ellipses obtenues par l'intersection de cylindres de rayons croissants.

du proximum au distum, avec une succession de plans dont l'inclinaison sur l'axe va en décroissant suivant une certaine loi; ces éléments de surface se projettent sur un plan perpendiculaire à l'axe suivant des cercles concentriques. L'inclinaison décroissante de ces plans est liée au rayon croissant ρ , d'après la remarque suivante : des deux vitesses composantes v d'avancement, et V de rotation périphérique d'une section, de la vitesse totale V' , v est constante, mais V croît, donc V' croît, $\beta - \alpha$ diminuant; comme α est sensiblement constant, β doit donc diminuer quand ρ augmente, mais rester constant pour chacune des sections développées, ce qui donne bien lieu à la forme elliptique indiquée ci-dessus.

69. — Forme longitudinale de l'ailette. —

Étudions d'abord la forme longitudinale de l'ailette, c'est-à-dire celle de son contour. Tout d'abord, nous pourrons dire qu'en général l'ailette s'élargit du proximum au distum : c'est au moins ce qui se passe dans la majorité des cas, pour les hélices construites par les spécialistes les plus connus; cependant certains auteurs, comme le Dr Amans, lequel a fait des études très remarquables expérimentalement sur les ailes d'hélices « zooptères », sont d'un avis complètement opposé, c'est-à-dire que pour eux l'aile doit être plus large au proximum qu'au distum (*fig. 33*). Remarquons que Blériot avait construit pour son monoplan n° 8 une hélice métallique à quatre branches, dont

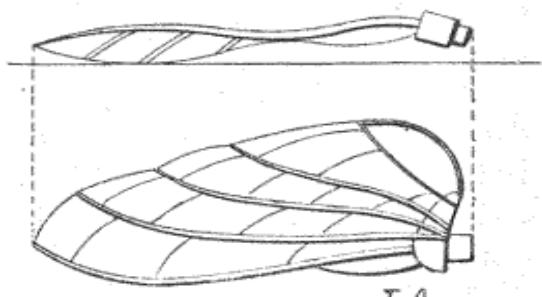


FIG. 33. — Zooptère du Dr Amans.

chaque aile avait à peu près les mêmes caractéristiques que les « zooptères » du Dr Amans (*fig. 34*).

A propos de ces dernières, cet auteur indique que

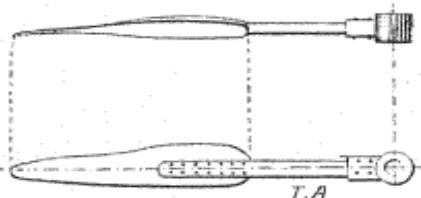


FIG. 34. — Hélice du Blériot n° 8.

leur principale caractéristique est la torsion positive. Citons d'ailleurs ce qu'il dit à leur sujet : « Les traits distinctifs sont : un bord antérieur épais convexe en avant ;

un périmètre triangulaire curviligne, trois ou quatre fois plus long que large, le maximum de largeur étant proximal et non distal, comme dans les hélices généralement employées ; l'épaisseur de la palette va en diminuant d'avant en arrière et du proximum au distum ; la surface est concave-convexe (c'est la face qui attaque le fluide qui est concave) ; cette palette est tordue mais en sens inverse de l'hélice géométrique ; dans celle-ci l'angle des sections de profil avec l'équateur diminue à mesure que l'on s'éloigne de l'axe, tandis qu'il augmente dans la palette zooptère ; cet angle est, en outre, invariable dans une hélice géométrique d'un pas donné, tandis qu'il est variable dans l'aile zooptère en vertu de son élasticité. »

Dans une palette « zooptère », « la concavité diminue de la base vers la pointe, la palette étant presque plane dans la région postéro-distale ; la charpente de l'aile est formée de nervures divergentes à double courbure ; la surface elle-même est à double courbure, la torsion positive est un facteur tout à fait inséparable de toute pale élastique ».

Les essais du Dr Amans ont porté sur des palettes présentant tous ces caractères ; la carcasse était constituée par des nervures reliées entre elles par un réti-

culum élastique, permettant un écartement automatique de celles-ci quand la poussée augmente ; ces nervures sont fixées dans un moyeu en bois et recouvertes par une étoffe renforcée ou non d'une toile métallique ; la nervure antérieure est bordée dans sa partie proximale par une petite palette triangulaire analogue à la membrane antérieure des chéiroptères ; au distum, le bord antérieur de l'aile regarde en avant ; les deux ailettes sont inclinables à volonté, de façon à pouvoir faire varier leur angle d'attaque. En projetant le contour de l'aile sur un plan de front, on obtient une courbe en huit limitant une surface creuse rappelant celle d'un ellipsoïde. En essayant une telle hélice, le Dr Amans a obtenu une amélioration très marquée de la poussée en regard de la meilleure poussée qu'avait obtenue le colonel Renard ; d'après lui, cette amélioration est due à la flexibilité de l'ailette et à la torsion positive inverse de celle adoptée généralement dans les hélices ; la torsion positive correspond donc à un pas croissant du proximum au distum.

Il est remarquable de constater que le Dr Amans s'est trouvé en conformité de vues avec M. Filippi, qui, de son côté, a imaginé un propulseur dont la forme présente une analogie frappante avec celles des zooptères et qu'il appelle « hélico-centripète » (fig. 35) ; à l'appui de ses dires il a établi une théorie fort intéressante, qui prouverait que son appareil peut fournir un rendement extrêmement remarquable ; cette

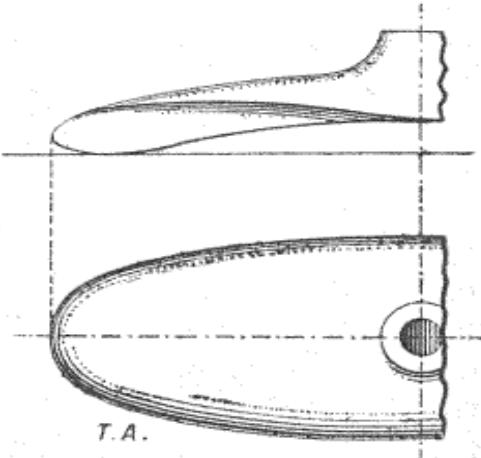


FIG. 35. — Hélico-centripète Filippi.

théorie se réduit *grossost modo* à ceci : considérons deux molécules d'air pesantes, symétriques l'une de l'autre par rapport à l'axe du propulseur; lorsque celui-ci tourne, il rencontre ces deux molécules en même temps, et sous des angles tels que celles-ci viennent se rencontrer en un point, où toutes celles, d'ailleurs, qui sont choquées par les ailettes, convergent ; ce point, un des foyers de la surface ellipsoïdale, est le siège de l'émission d'une série de percussions ou chocs centraux dont il résulte une onde, laquelle se transforme en poussée sur toute la surface de l'ailette parallèlement à l'axe. Autre point de ressemblance avec les zooptères : ces ailettes ont le proximum plus large que le distum. En somme, les hélices zooptères sont caractérisées par leur torsion positive, qu'elles sont les seules à posséder, du reste ; leur seconde caractéristique est la forme triangulaire qu'elles partagent d'ailleurs avec l'hélice-centripète Filippi, avec les premières hélices de Blériot, et avec un certain nombre d'autres.

70. — On peut dire que tous les autres constructeurs d'hélices emploient des contours absolument différents avec un proximum plus étroit que le distum ; cette forme semble d'ailleurs *a priori* la plus logique ; nous avons vu que le rendement est toujours plus grand au distum qu'au proximum ; donc, il est évident que l'on peut sacrifier le rendement des sections proximales en regard de la résistance à la traction causée par la force centrifuge dans ces mêmes sections et par suite faire le proximum étroit et épais ; on aura ainsi une hélice très légère et très solide.

Il est remarquable de constater, d'ailleurs, que toutes les bonnes hélices, et par là nous entendons celles que les aviateurs emploient le plus couramment,

possèdent cette dernière caractéristique, c'est-à-dire un proximum plus étroit que le distum.

L'hélice Intégrale de Chauvière (*fig. 36*), incontestablement la plus réputée, possède un bord d'attaque et un bord de sortie sensiblement rectilignes, jusqu'au voisinage du centre moyen de poussée, où l'arête d'entrée est très arrondie puis se dérobe jusqu'au distum, relié par une courbe de petit rayon avec l'arête de sortie. Cette forme, d'après son inventeur, est étudiée de telle sorte que la ligne des centres de poussée de chacune des sections sur l'intrados, ou face d'attaque de l'ailette, se confonde pratiquement avec la fibre neutre et soit à peu près rectiligne, ce qui a pour gros avantage d'éviter les déformations de l'hélice, point capital ; on conçoit, en effet, que lorsque la forme d'une hélice a été définitivement tracée d'après les procédés que tout fabricant garde jalousement secrets, cette forme doit être maintenue invariable, but rempli par l'hélice Intégrale ; de plus, les moyeux de ces hélices sont très épais et très forts, ce qui donne de très grandes garanties au point de vue de résistance à l'arrachement causé par la force centrifuge. En fait, on peut dire que ces hélices sont fort bien conçues et sont probablement les meilleures qui existent comme utilisation, comme appropriation, comme rendement et comme résistance.

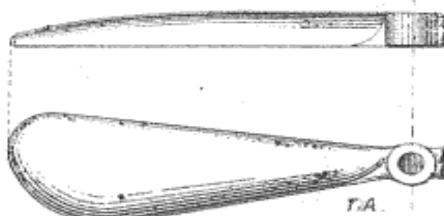


FIG. 36. — Hélice « Intégrale ».

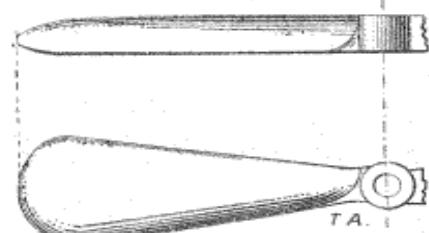


FIG. 37. — Hélice « Progressive ».

de Passerat et Radiguet (*fig. 37*) se rapproche sensible-

ment, comme contour, de l'Intégrale ; elle en diffère cependant parce que son bord d'attaque est moins fuyant

et plus courbé ; il doit probablement offrir une résistance un peu plus grande à la rotation.

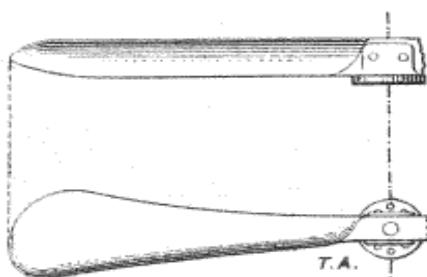


FIG. 38. — Hélice « L. E. ».

bord d'entrée, et que ce distum est presque demi-circulaire et relié à l'arrière par une courbe de très petit rayon avec le bord de sortie.

L'hélice « Kapferer » (fig. 39) est presque à contours symétriques et elliptiques tous deux, le bord d'entrée étant plus rectiligne.

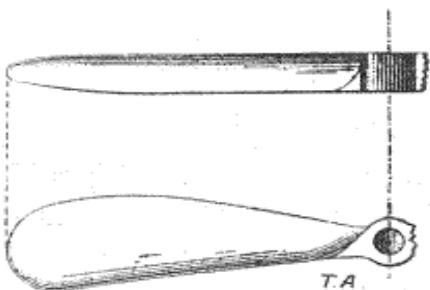


FIG. 39. — Hélice « Propulsa ».

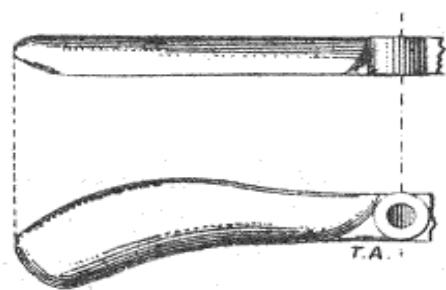


FIG. 40. — Hélice « Perfect ». ¶

L'hélice « Perfect » de Fougeron (fig. 40), une nouvelle venue, présente cette caractéristique encore plus accentuée, puisque le bord d'entrée est rectiligne jusqu'au distum, qui est tout à fait proéminent, ce qui donne à l'ailette une forme de cuiller. Le constructeur obtient avec ce type des poussées considérables au point fixe.

L'hélice « Normale » de Ratmanoff (fig. 41), construite d'après les théories de M. Drzewiecki, a, au

contraire, un contour à peu près rectangulaire avec un proximum étroit et épais, et ses caractéristiques sont de posséder une largeur développée d'ailette et un

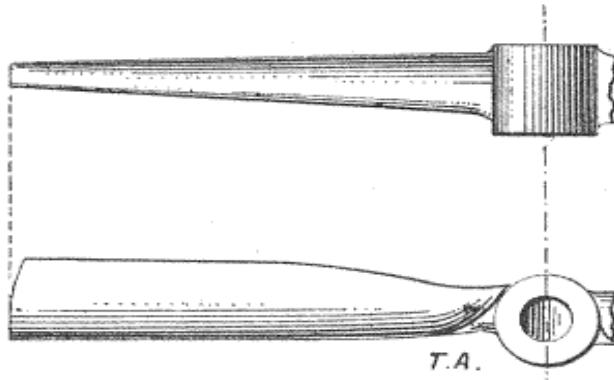


FIG. 41. — Hélice « Normale ».

angle d'attaque constants. Elle a dernièrement contribué pour une large part aux succès du monoplan Blériot.

71. — L'hélice « Levasseur » est également une nouvelle venue, elle présente certaines dispositions pratiques originales (*fig. 42*) qu'elle doit à ses propriétés particulières ; grâce à sa forme, le passage dans le fluide se fait plus facilement et l'entrée de la palette se fait sans vibrations. Elle est à fraction de pas variable, le bord d'entrée se trouvant dans un plan, le bord de sortie présentant un profil légèrement concave. Elle a la forme d'une lame de sabre et, grâce à cette forme, ses déformations élastiques sont très faibles ; l'hélice Levasseur a donné au point fixe des tractions considérables pour des puissances relativement faibles.

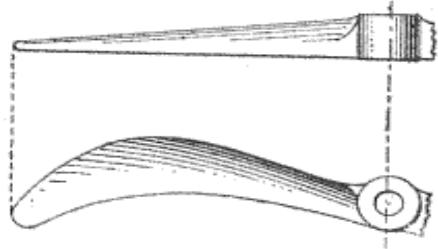


FIG. 42. — Hélice « Levasseur ».

L'hélice « Perfecta » de Louis George (*fig. 43*) a une forme un peu analogue à l'hélice Levasseur, le bord d'entrée est rectiligne et

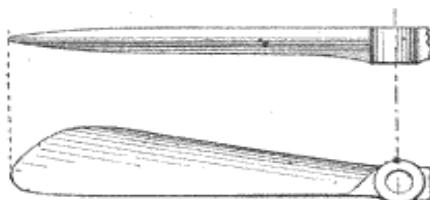


FIG. 43. — Hélice « Perfecta ».

le bord de sortie au contraire très arrondi, le maximum de largeur est distal; l'attaque de l'air se fait directement à la périphérie, le fluide est chassé sur les côtés, de sorte que

l'effet de la force centrifuge sur les molécules d'air qui travaillent au proximum est très diminué. L'hélice Perfecta a un certain nombre de records à son actif sur biplan Farman, biplan Goupy, etc.

L'hélice « Rationnelle » de Pelliat (*fig. 44*) présente une forme rectangulaire très arrondie au proximum; elle est à fraction de pas variable et présente un profil particulier pour diminuer les vibrations. L'hélice « Rationnelle » est très légère car les profils présentent un creux, elle donne de bons rendements sur les monoplans Blériot, les biplans Farman, Sommer, Voisin, etc. La courbure, le diamètre et la surface sont appropriés à chaque cas particulier, en ce qui concerne le moteur et l'appareil, par des formules particulières du constructeur.

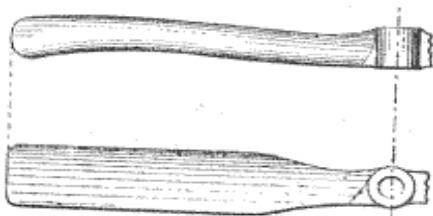


FIG. 44. — Hélice « Rationnelle ».

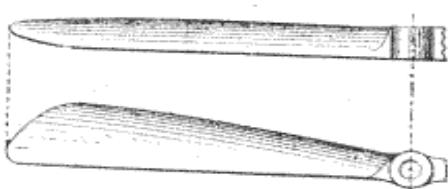


FIG. 45. — Hélice « Rapid ».

L'hélice « Rapid » de Montet (*fig. 45*) a un certain nombre de records pour elle, sur monoplans Deperdussin, Blériot, etc., et sur

biplans Sommer. Son bord d'entrée est rectiligne et le bord de sortie est bombé, mais moins que celui de l'hélice Perfecta. Elle utilise entièrement la largeur de chaque pale aussi bien vers le bord de sortie que vers le bord d'entrée ; la forme du dos évite tout brassage inutile de l'air ; enfin l'attache du moyeu est étudiée pour pénétrer dans l'air avec le minimum de résistance à l'avancement.

Nous arrêterons ici cette longue énumération, nous ne pourrions d'ailleurs parler de toutes les hélices, et nous n'avons mentionné que les plus connues et les plus employées.

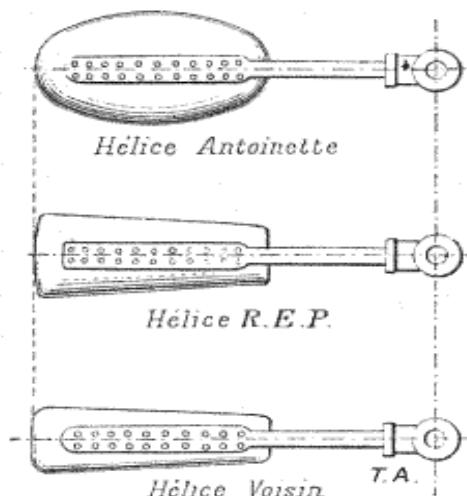
En somme, sauf quelques petites différences marquées surtout par les hélices Levasseur, Lioré, Fougeron, Perfecta, Rapid, la forme la plus employée est celle à bord d'entrée curviligne, bord de sortie rectiligne avec un grand arrondi au distum genre Intégrale, Progressive, etc.

Les deux écoles en présence, celle du bord d'entrée arrondi convexe, et celle du bord d'entrée rectiligne ou même concave, présentent également un très vif intérêt, sans que l'avantage définitif reste bien marqué à l'une plutôt qu'à l'autre.

72. — Les hélices métalliques sont infiniment moins répandues, et l'on peut dire à l'heure actuelle qu'elles ne sont plus employées. Les raisons de cet abandon sont dues au danger qu'elles présentent en cas de rupture, à leur prix de revient très élevé, et enfin à leur équilibrage très difficile. Nous n'en parlerons que pour mémoire ; les seules existantes sont celles des Voisin, à l'heure actuelle, et encore peut-être vont-ils adopter les hélices en bois à leur tour.

Les aéroplanes « Antoinette » étaient munis d'une hélice à deux branches en tôle d'aluminium avec bras

en tubes d'acier, de contour de pale absolument elliptique ; cette hélice a été complètement abandonnée, et



est remplacée par l'excellente hélice Normale (fig. 46). Sur la même figure se trouvent les anciennes hélices R. E. P. à quatre branches, également abandonnées et qui sont remplacées par des Intégrales ; enfin l'hélice Voisin, la seule restante, est en forme de trapèze plus étroit que l'hélice R.E.P. et à angles plus arrondis.

FIG. 46.

73. — Forme des sections.

Nous avons laissé de côté, jusqu'à présent, la forme à donner aux sections de l'ailette ; ce point est très controversé ; nous nous contenterons d'indiquer les formes principales employées.

Chauvière emploie une section à l'allure nettement parabolique (fig. 47) ; le maximum d'épaisseur corres-

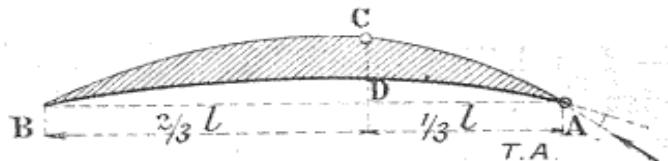


FIG. 47. — Section « Intégrale ».

pond environ au premier tiers de la longueur, ainsi que le creux de l'ailette, la flèche est à peu près $1/12$, c'est une bonne forme ; elle a cependant le défaut de faire attaquer l'air par l'extrados sous un angle positif, ce qui, évidemment, constitue une dégradation d'énergie, mais faible malgré tout.

M. Drzewiecki est, de son côté, tout à fait opposé à cette manière de faire et veut, au contraire, que la section développée soit rigoureusement plate au-dessous et conforme à la figure n° 48. Il dit, à ce sujet,

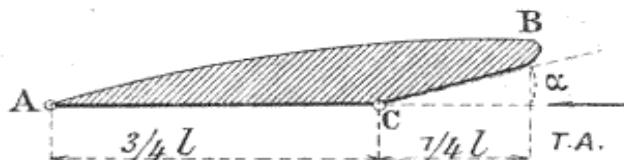


FIG. 48. — Section « Normale ».

ceci : « Les défenseurs du système des ailes concaves invoquent souvent, en faveur de leur thèse, l'argument que les filets d'air entrent sans chocs sous la surface d'une aile concave, tangentiellement à l'élément d'entrée, et que ces filets sont déviés progressivement pour sortir le long de la génératrice de sortie, après avoir, par leur réaction sur l'aile, produit le maximum de poussée, pareillement à ce qui se produit dans les turbines à ailes courbes. A notre avis, les deux phénomènes ne sont pas comparables; car dans les turbines ce n'est qu'un seul filet de faisceaux isolés qui vient frapper l'aile courbe, et il est en effet dévié toutentier, tandis que l'aile de l'hélice rencontre par toute sa largeur les filets d'air parallèles, et si ceux qui entrent tangentiellellement par la génératrice d'entrée peuvent être progressivement déviés par la surface concave de l'aile, comme dans une turbine, il n'en est plus de même de tous les autres filets qui viennent frapper la surface de l'aile dans toute sa largeur et surtout vers la partie arrière, sous des angles d'incidence croissants et supérieurs à l'angle optimum, ce qui diminue considérablement le rendement du propulseur. »

Dans une telle section, l'intrados sera déterminé de la manière suivante : la ligne AC est une droite ayant comme longueur les trois quarts de la longueur déve-

loppée de l'ailette, CB n'en est que le quart ; au point C correspond la plus grande épaisseur de l'ailette, l'intrados se raccorde par une courbe d'allure parabolique, mais cependant très douce, avec l'arête d'entrée; la pointe du bec d'entrée fait donc partie de l'extrados. Celui-ci est constitué par une courbe qui, en B, est tangente à la direction des filets d'air, cette courbe étant très peu prononcée. On voit de suite que, par ce tracé, la section est aussi mince que possible à l'arrière. Cette aile n'a évidemment aucune tendance à la torsion, à cause de la position des centres de poussée ; elle est suffisamment grande pour bien résister à la traction, et, de plus, elle ne reçoit aucune contre-pression sur l'extrados.

Notons que c'est par erreur que, sur la figure n° 48, le dessinateur a indiqué en C un angle vif; il y a là, au contraire, un arrondi très marqué qui se prolonge presque jusqu'au bord de sortie.

Les deux formes génériques de sections que nous venons de voir représentent à peu près les deux écoles qui existent. L'hélice Chauvière, la plus connue, partage ses caractéristiques de l'aile concave avec presque toutes les autres hélices similaires.

Pour les hélices métalliques exécutées le plus souvent en tôle d'acier et surtout d'aluminium, les sections sont extrêmement minces, et nous avons vu comme suite à notre théorie quels sont les nombreux avantages que présentent ces ailettes au point de vue du rendement. Notons que, contrairement aux opinions de M. Drzewiecki, les sections ont des formes concaves. Pour les hélices Voisin (*fig. n° 49*), la courbure est d'allure parabolique, le creux maximum se trouvant environ au premier tiers à partir du bord d'entrée, point où est rivé le bras de l'aile, la flèche est en moyenne de 4/10 à 1/12. Pour les hélices Antoinette,

la section avait une courbure absolument circulaire ; le bras de l'ailette est rivé en C au milieu de l'aile, le creux est environ 1/12 à 1/15. Dans ces deux types

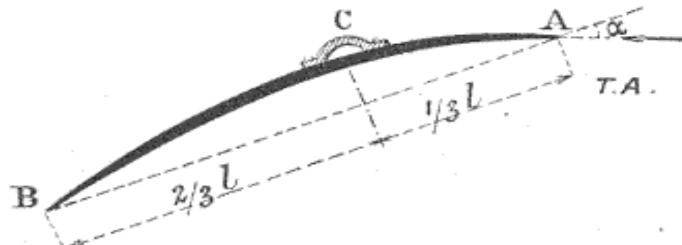


FIG. 49. — Section « Voisin ».

d'ailettes, l'entrée des filets d'air se fait tangentielle-
ment, l'arrière de la section agit comme un rabot à la
sortie des filets d'air pour les dévier encore plus, ce
qui cause une perte d'énergie assez grande (*fig. 50*).

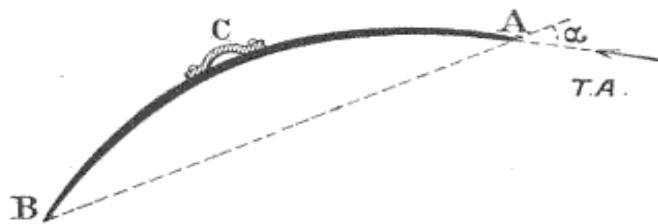


FIG. 50. — Section « Antoinette ».

74. — Nombre des ailes. — La question du nombre des ailes à donner aux hélices a créé au début bien des controverses ; à l'heure actuelle on n'est pas encore très fixé sur ce sujet, mais on peut dire cepen-
dant que, d'une manière générale, toutes les hélices d'aéroplanes actuelles sont à deux branches, à de très rares exceptions près, comme par exemple sur le monoplan Blériot n° 12 sur lequel était montée une hélice Intégrale Chauvière à quatre branches. Il semble que l'on a tout intérêt à n'avoir qu'un petit nombre de branches, et voici pourquoi : avec une hélice à beaucoup de branches, par exemple tournant à vingt

tours par seconde, ce qui correspond à la vitesse des hélices ordinaires montées en prise directe sur les moteurs d'aéroplanes, on conçoit facilement que l'air qui vient d'être agité et dévié par le passage d'une ailette ne peut être remplacé par de l'air calme, que la palette suivante attaquerait sous l'incidence optima prévue; par suite le rendement de cette ailette baisse fatallement, donc le rendement de toute hélice aussi. De plus le frottement total est de plus en plus considérable à mesure que le nombre d'aillettes augmente. Si l'on prend une série de six ailettes identiques et qu'on en monte d'abord deux sur un moyeu à deux branches, de façon à obtenir une hélice à deux ailettes, on obtient une certaine poussée pour un travail absorbé que l'on mesure; avec la même hélice, mais à trois branches, la poussée est plus grande, mais le travail absorbé a un peu augmenté; pour quatre branches, la poussée aura encore augmenté, mais le travail absorbé aussi; de même l'hélice à cinq branches donnera une poussée un peu plus grande, mais absorbera plus de travail. A un nombre donné d'aillettes assez grand, on aura une poussée qui croîtra relativement très peu quand la puissance absorbée croîtra beaucoup, de sorte que le rendement ne variera pour ainsi dire pas, et tendra au contraire à baisser.

Quand le nombre des ailes est très grand, l'hélice devient assimilable à un orifice dans lequel l'air s'écoulerait « à gueule bée » absolument comme sur les nouveaux propulseurs dérivés de la turbine, de M. Canovetti et aussi de M. Coanda.

De telle sorte que la question du nombre d'aillettes peut à peu près se résumer à ceci: lorsqu'on voudra une grande poussée, il y a deux moyens, ou mettre plusieurs hélices à deux branches, ce qui est une assez bonne solution : Wright, ou avoir une seule hélice

à 3, 4, 5 ou 6 branches. Pour obtenir de petites poussées ou des poussées moyennes avec de grandes vitesses d'avancement, il faut se contenter d'hélices à deux branches : c'est le cas le plus fréquent pour nos aéroplanes actuels.

On peut donc dire en résumé : il y a, pour une poussée donnée à obtenir, une surface minima d'ailette possible donnée par la pratique ; le nombre minimum d'ailettes est évidemment 2 ; si on divise par deux la poussée à obtenir, on aura par ces considérations de poussée la surface minimum de chaque ailette ; si cette surface est petite pour chaque ailette, cela n'a aucun inconvénient ; si elle est trop grande, on sera amené à prendre un plus grand nombre d'ailettes pour retomber dans les conditions ordinaires, ou à mettre deux hélices à deux branches. On a donc pour les ailes d'hélice comme pour celles de l'aéroplane lui-même une poussée maximum possible par unité de surface, et en pratique on a des chiffres moyens auxquels il faut se tenir. Nous verrons cependant que, dans plusieurs des cas, on a intérêt à avoir un nombre d'ailes le plus grand possible. Ce ne sont en somme que des considérations de facilité de construction pour les hélices en bois, qui ont fait adopter cet état de choses des hélices à deux branches.

M. Drzewiecki a, pour ses hélices « Normales », édifié toute une théorie, très remarquable d'ailleurs, pour déterminer *a priori* le nombre d'ailettes d'une hélice ; on peut la réduire schématiquement à ce qui suit. Si on prend pour largeur développée de la section une largeur spécifique constante égale au 1/6 de la longueur de l'ailette, on a, en étudiant les conditions dans lesquelles travaille une aile d'hélice ainsi définie, une équation de comptabilité :

$$\nu = \frac{5000000 \bar{\rho} n^2}{A^{4/3} v^3}$$

Nous n'avons pas lieu dans notre théorie d'employer cette formule, puisque nous supposons que nous avons affaire à une hélice à deux branches; mais néanmoins, le cas échéant, cette formule lui est applicable pour un cas plus général que celui de l'aéroplane ordinaire dans lequel nous nous sommes mis.

75. — On sait, comme nous l'avons vu précédemment, que l'on n'emploie dans la construction des aéroplanes que des hélices à deux branches, dont les types sont extrêmement variés; les hélices à deux branches ont cependant de très gros défauts au point de vue de l'équilibrage dans un cas particulier. Nous voulons parler de l'équilibrage dans un vent latéral. Nous pouvons toujours décomposer le vent suivant la direction de l'axe et suivant une orthogonale; il est visible què, dans le cas d'une hélice à deux branches, la résistance éprouvée par une ailette est minimum quand elle est parallèle à la direction du vent, et maximum quand elle lui est perpendiculaire. Quand l'hélice a fait un tour complet sur elle-même, on voit qu'il existe un point où la résistance est maximum; ce point est atteint deux fois par tour pour une hélice à deux branches, trois fois par tour pour une à trois, quatre pour quatre, v fois par tour pour v branches. On conçoit que, dans ce cas, on ait un intérêt primordial à avoir un nombre d'aillettes le plus grand possible, la fréquence de cette perturbation étant de plus en plus grande, ce qui améliore le fonctionnement de l'hélice. En effet, désignons par R la résistance opposée par le vent sur l'aillette au moment du maximum, soit ρ_m le rayon correspondant au centre de cette résistance.

Le nombre de ces effets du vent par seconde sera m ; désignons par I le moment d'inertie de la section de l'aillette correspondante au centre de résistance, la pé-

riode de vibration propre de l'ailette sera :

$$t = 2\pi \sqrt{\frac{I}{R\rho_m}}.$$

Et alors si $\nu n = t$ ou en est un multiple simple, il y aura résonance du bras de l'hélice, cette résonance pouvant amener la rupture de l'aile par suite de l'amplitude de la vibration résultante qui peut croître indéfiniment. En pratique la quantité $R\rho_m$ est toujours considérablement plus grande que I , et par suite t est toujours beaucoup plus petit que 6,28; supposons le cas d'une hélice à deux branches tournant à 1.200 tours par minute, nous aurons $\nu n = 20 \times 2 = 40$, qui est déjà beaucoup plus grand que 6,28 et serait plus grand que l'harmonique 6 correspondant à t : on augmentera alors la sécurité en rendant le plus grand possible le facteur qui multiplie t pour le rendre égal à νn ; il y a pour cela deux moyens : ou rendre ν grand ou n grand : le nombre de tours par seconde est limité par nombre de considérations que nous avons vues précédemment, et en pratique $7 \leq n \leq 20$ pour les aéroplanes ordinaires; on a donc intérêt, d'après les considérations précédentes à prendre ν grand, car le coefficient de sécurité est multiplié par 2, 3, 4 ou 5, suivant que l'hélice a 2, 3, 4 ou 5 ailes. En réalité il ne faut pas augmenter beaucoup le nombre des ailettes, nous avons dit pourquoi plus haut, 3 ou 4 semblent être des nombres maxima possibles. Une hélice à trois ou quatre branches, à petit angle d'attaque et tournant vite fatiguera beaucoup moins ses ailes ainsi que son moyeu, et surtout moins l'arbre qui, dans ce cas, sera soumis à des torsions élastiques plus rapprochées et se chevauchant les unes les autres, ce qui rendra l'effort résistant à vaincre par le moteur presque constant. Il y a là un phénomène tout à fait analogue à celui de l'équilibrage des explosions d'un moteur d'automobile. Avec

un nombre pair de pales, il y a un autre inconvénient : le déséquilibrage des tractions des différentes ailettes ; en effet, par la composante latérale du vent, la résultante des efforts de traction de l'hélice n'est pas appliquée suivant l'axe, mais est déplacée vers l'extrémité de l'aile qui lutte contre le vent. Dans le cas de l'hélice à trois branches, il est facile de voir que les écarts entre le maximum et le minimum sont moins grands, et que par suite le déséquilibrage est beaucoup atténué. Rappelons qu'en 1905, M. Enrico Forlanini a essayé sur le lac Majeur un « hydrovolant », sorte d'hydroplane muni de deux hélices à cinq branches, de 2^m,70 de diamètre et de 6 mètres de pas, ces deux hélices tournant dans le même sens, la vitesse obtenue a dépassé 70 kilomètres à l'heure avec une puissance de 75 HP ; le poids total atteignait 1.600 kilogrammes et la surface d'appui 0^{m²},15, ce qui correspond à 14 tonnes par mètre carré ; l'emploi de ces hélices à cinq branches était inspiré des considérations que nous avons mentionnées plus haut. Le même ingénieur, M. Forlanini, a essayé en 1909 et 1910 un dirigeable de son invention, le *Leonardo-da-Vinci*, qu'il a muni de deux hélices à cinq branches creuses en bois, d'un modèle tout à fait spécial : leur diamètre est de 2^m,07 et leur pas 6^m,50, leur vitesse de 235 tours, et la puissance motrice est de 35 à 40 H P. On a atteint 38 kilomètres avec 170 tours d'hélice. Les hélices des *Zeppelin* sont toutes à trois branches ; celles des *Parseval*, qui sont souples, et celles du *Militaire-III* (Allemagne) sont à quatre branches. On peut éviter complètement cet inconvénient du déséquilibrage des résultantes des poussées en employant deux hélices à deux branches par exemple, jumelées et tournant en sens contraires dans un même plan ; la résultante des résistances maxima opposées par le vent est invariable en position, car tout est symétrique.

Une application très heureuse de ce principe a été faite en première date dans l'*Avion* d'Ader, puis dans le biplan Wright, le Savary et dans les aéronauts du type *République*, *Clément-Bayard II*, *Zeppelin*, *Parseval*, etc. Faute de quoi une solution intéressante consiste dans l'emploi d'une hélice à trois, quatre ou cinq branches, solution approchée comme nous l'avons vu ; c'est la solution adoptée par M. Breguet dans ses biplans jusqu'à ces derniers temps.

76. — Au point de vue des hélices sustentatrices, l'influence d'un vent latéral améliore de beaucoup la traction de l'hélice ; à l'Institut aérodynamique de Koutchino, M. Riabouchinski a fait à ce sujet diverses expériences qui ont montré que dans un courant d'air latéral d'une vitesse de 6^m,20 par seconde, on a vu la traction d'une hélice augmenter dans le rapport de 1 à 2,3 pendant que le travail moteur diminuait de 0,38 à 0,28 de kilogrammètre ; le rapport entre la traction et le travail dépensé s'est accru de 2,6 fois. Mais ces essais ont été exécutés au point fixe ; et qu'arriverait-il si l'hélice avait une vitesse d'avancement suivant son axe ? C'est ici qu'il nous faudrait des expériences précises. En tout cas on peut tabler sur ce phénomène pour les hélicoptères, ce qui déjà est très intéressant.

Dans le paragraphe 61 relatif à l'efficacité des ailes, nous avons montré les résultats d'essais effectués au Conservatoire des Arts et Métiers, consignés dans la *Revue de mécanique* de février 1909, sur un groupe de trois hélices à deux, trois et quatre branches ; les courbes représentatives de ces essais, courbes de la poussée obtenue en fonction de la puissance dépensée, ont l'allure de la figure n° 51 ; on y voit nettement que les hélices à trois branches sont plus avantageuses que celles à deux, et que celles à quatre sont encore supé-

rieures ; pour les hélices à cinq branches, le rendement serait encore un peu supérieur à celui pour quatre ailettes ; mais on est vite limité, car très rapidement les

ailes arrivent à se gêner ; cela est évident d'après ce que nous verrons ci-dessous. Le nombre d'aillettes maximum possible, pour avoir un bon rendement, est de trois ou quatre ; ce nombre est d'ailleurs fonction du pas et du diamètre de l'hélice, et les actions per-

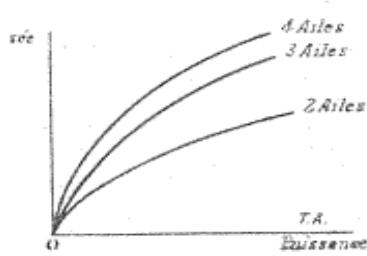


FIG. 51.

turbatrices réciproques des ailes dépendent de ces quantités. Toutefois plus le nombre d'ailes est grand, plus la vitesse de rotation doit être réduite. Ces essais ont été effectués sur trois hélices de mêmes caractéristiques : diamètre : 2^m,439 ; pas : 1^m,829, ces hélices étant en tôle d'acier avec un bras en tube sur lequel la palette est rivée ; toutes les branches étaient identiques dans les différents essais, on avait à sa disposition des moyeux à 2, 3 et 4 branches ; si on désigne par $\frac{P_1}{\varphi}$ l'utilisation, on aura le tableau suivant, résumant schématiquement ces essais :

P_1	2 AILES		3 AILES		4 AILES	
	n	$\frac{P_1}{\varphi}$	n	$\frac{P_1}{\varphi}$	n	$\frac{P_1}{\varphi}$
5	"	"	144	12,5	120	13,09
10	235	10,20	206,6	10,75	184	11,36
15	285	8,57	255	9,26	227,5	9,68
20	328	7,41	295,5	8,00	267	8,26
25	371	6,58	334	7,12	308	7,38
30	406	6,02	365	6,51	332	6,74
35	438	5,61	395	6,05	359	6,30
40	468	5,34	422,5	5,68	386	5,88
45	497	5,08	448	5,36	409,5	5,58
50	525	4,83	470	5,13	429	5,35
55	"	"	490	4,94	450	5,12

On voit enfin que, pour une même puissance absorbée, la poussée de l'hélice à trois branches n'est pas 1,5 fois celle de l'hélice à deux branches, et que celle de l'hélice à quatre branches n'est pas deux fois celle de l'hélice à deux branches. On conclut aisément que les ailes se gênent : il y a donc une limite supérieure.

En pratique, il faut conclure que cinq branches constituent un maximum et qu'il faut en outre de très grands pas et des petites vitesses de rotation pour en tirer tout ce que l'on doit en espérer.

En résumé, en France, on semble disposé à adopter exclusivement les hélices à deux branches pour les aéroplanes et pour les dirigeables ; dans ce dernier cas, les propulseurs ont un diamètre beaucoup plus grand et tournent bien moins vite, de façon à avoir la même vitesse tangentielle qu'avec de petites hélices, tout en ayant les grandes surfaces nécessitées.

A l'étranger, au contraire, la question est assez flottante, et les préférences vont souvent vers les hélices de trois à sept branches.

CHAPITRE II

ÉPURÉS DE QUELQUES-UNES DES PRINCIPALES HÉLICES CONNUES

77.— Hélice « Intégrale » de L. Chauvière. — Figure n° 52. — Cette hélice peut être considérée comme le prototype du propulseur en bois par l'excellence de ses qualités et par l'habileté de son constructeur, qui a été le premier en date à fabriquer des hélices pour aéroplanes et dirigeables. Elle présente les différentes caractéristiques suivantes :

Vue de côté. — Le *pas* est croissant du proximum au distum, les variations étant représentées *grosso modo* par les abscisses d'une parabole du deuxième degré à axe horizontal ayant son sommet vers la droite de l'épure. *L'angle d'attaque* est sensiblement constant. Les *sections* ont au distum un allongement assez grand avec un creux très faible, lequel va d'ailleurs en diminuant jusqu'au milieu de l'aile où il s'annule ; au delà les sections sont bombées sur les deux faces, plus sur l'extrados que sur l'intrados.

La *fraction de pas* est sensiblement constante, sauf vers le distum où elle diminue.

Vue de face. — Le *bord d'entrée* est très fortement convexe, surtout dans la région distale, cette disposition ayant pour but de supprimer les vibrations, au dire du constructeur. Le *bord de sortie* est au contraire absolument rectiligne pour faciliter, paraît-il, le dégag-

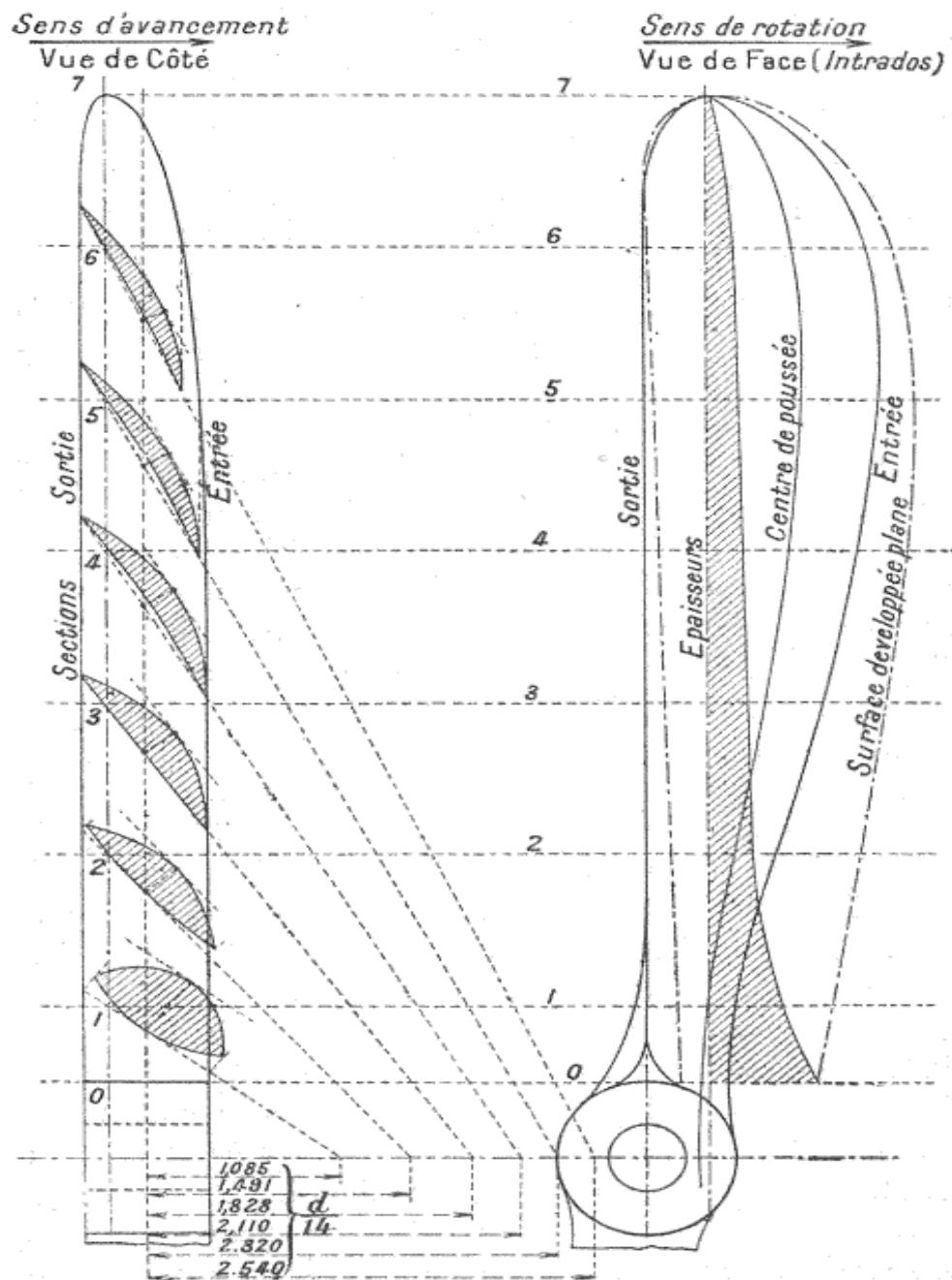


FIG. 52. — Épure d'une hélice « Intégrale ».

ment des filets d'air. La *ligne des centres de poussée* est convexe au distum et concave au proximum, son prolongement vers l'axe passe *grosso modo* par celui-ci. Les *épaisseurs* décroissent régulièrement suivant une droite dans la région moyenne, et plus rapidement au proximum et au distum. La *surface développée plane* est importante eu égard au diamètre, caractéristique d'une hélice devant avancer relativement vite. Enfin le bord d'entrée est déporté très en avant pour faciliter l'entrée de l'air, et le bord de sortie est très appuyé sur un fort congé au proximum.

78. — Hélice « L. E. » de Lioré. — Figure n° 53. —

Cette hélice est une hélice à pales étroites devant tourner très vite. Le constructeur s'est fait un peu une spécialité de créer des types d'hélices pour des moteurs nouveaux à caractéristique mal connue. Ses premières études sur les hélices furent faites sous les auspices de la maison L. Renault et portèrent sur des propulseurs ayant jusqu'à 3 mètres de diamètre et 60 H. P. de puissance. Grâce à ces études, M. Lioré a pu établir un procédé de calcul qui lui est absolument personnel, et qui donne, dans la pratique, d'excellents résultats. Tout l'art déployé dans la construction des hélices « L. E. » consiste à choisir très judicieusement les trois éléments : pas, diamètre, surface.

Vue de côté. — Le *pas initial*, ou pas théorique de l'hélice géométrique, est corrigé de la façon suivante : il est progressif depuis l'entrée jusqu'à la sortie, de sorte qu'il y a un certain creux. Il est croissant du proximum au distum, et vers ce dernier il varie très peu. L'*angle d'attaque* est sensiblement constant. Les *sections* présentent toute la caractéristique : d'avoir un bord épais à l'entrée et mince à la sortie; il y a un certain creux, mais faible toutefois. Le maximum

d'épaisseur vers le bord d'entrée renforce singulièrement

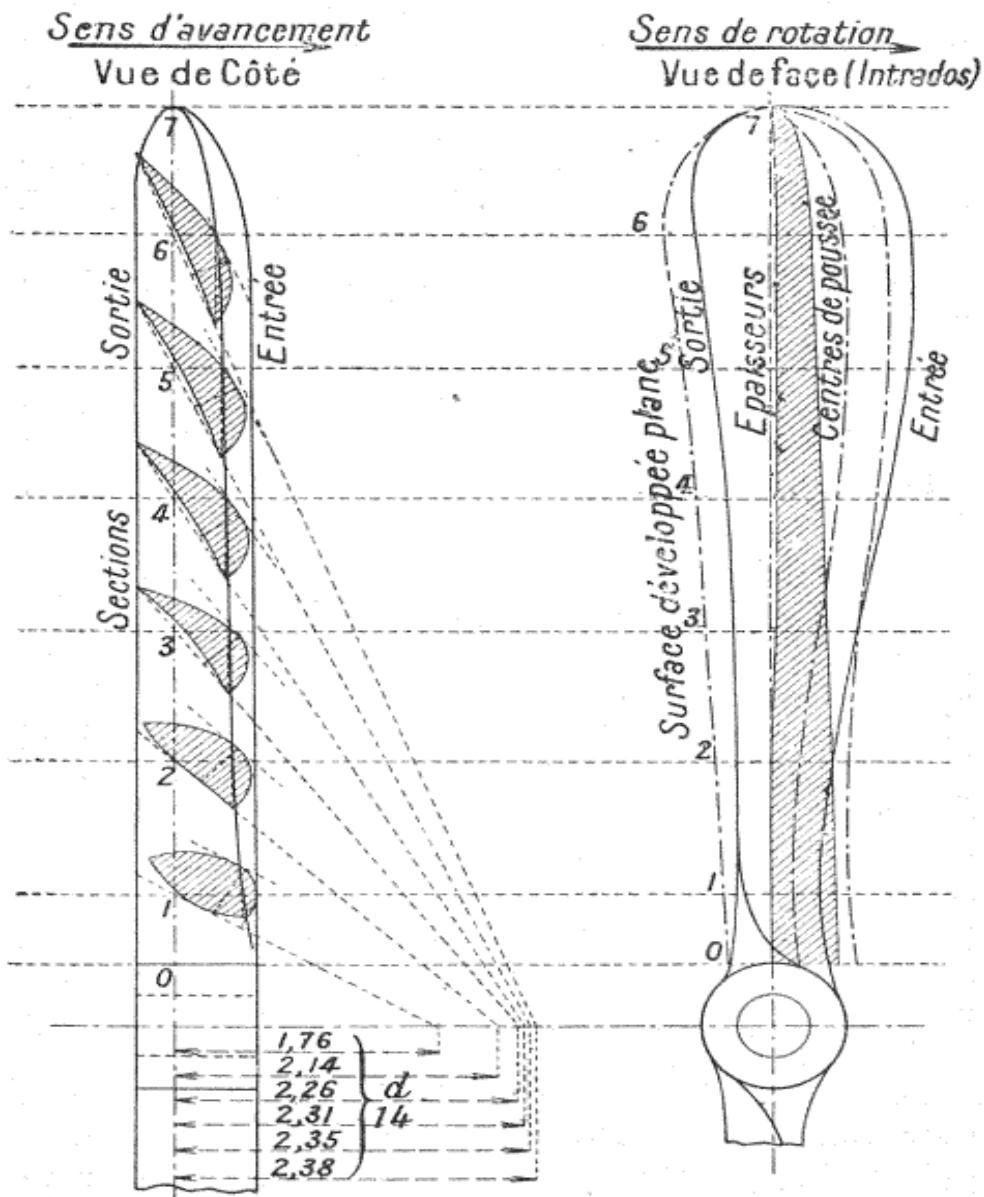


FIG. 53. — Épure d'une hélice « L. E. ».

ment l'ailette au point de vue de la résistance. La fraction de pas est sensiblement constante.

Vue de face. — Le *bord d'entrée* est plus convexe que le bord de sortie et est déporté en avant pour faciliter la pénétration dans le fluide. Le *bord de sortie* est surtout concave ; c'est une bonne disposition, à notre avis. Le prolongement de la *ligne des centres de poussée* passe *grossost modo* par l'axe, ce qui évite tout porte-à-faux par rapport à celui-ci. Les *épaisseurs* croissent régulièrement du distum au proximum, avec un creux. La *surface développée plane* est faible, ce qui indique une hélice tournant vite.

79. — Hélice « Levasseur ». — Figure n° 54. — Celle-ci est une toute nouvelle venue et présente des caractéristiques très personnelles et fort intéressantes.

Vue de côté. — Le *pas* est croissant du proximum au distum, rapidement aux deux extrémités, très peu vers le milieu de la pale. L'*angle d'attaque* paraît décroissant. Les *sections* moyennement allongées ont toutes le maximum d'épaisseur vers le tiers avant, bonne disposition ; l'*intrados* est plateau distum et bombé vers le proximum ; les sections sont toutes dégagées vers l'arrière et très faiblement à l'entrée entre le proximum et le milieu de la pale. La *fraction de pas* est décroissante vers le distum, le bord d'entrée étant dans le plan d'une des faces du moyeu, la courbure du bord de sortie étant à double convexité et le profil sensiblement une droite ou plutôt une courbe très aplatie dans la région moyenne.

Vue de face. — Le *bord d'entrée* est très fortement concave, l'attaque de l'air se faisant à la périphérie, ce qui diminue les effets de la force centrifuge sur le fluide agissant. Le *bord de sortie* est au contraire très fortement convexe pour faciliter le dégagement. Cette double forme a permis au constructeur d'obtenir des poussées très élevées au point fixe à puissance égale.

Les épaisseurs décroissent suivant une droite du proximum au distum, sauf vers le premier où la diminution se fait très rapidement; excellente disposition. La *ligne*

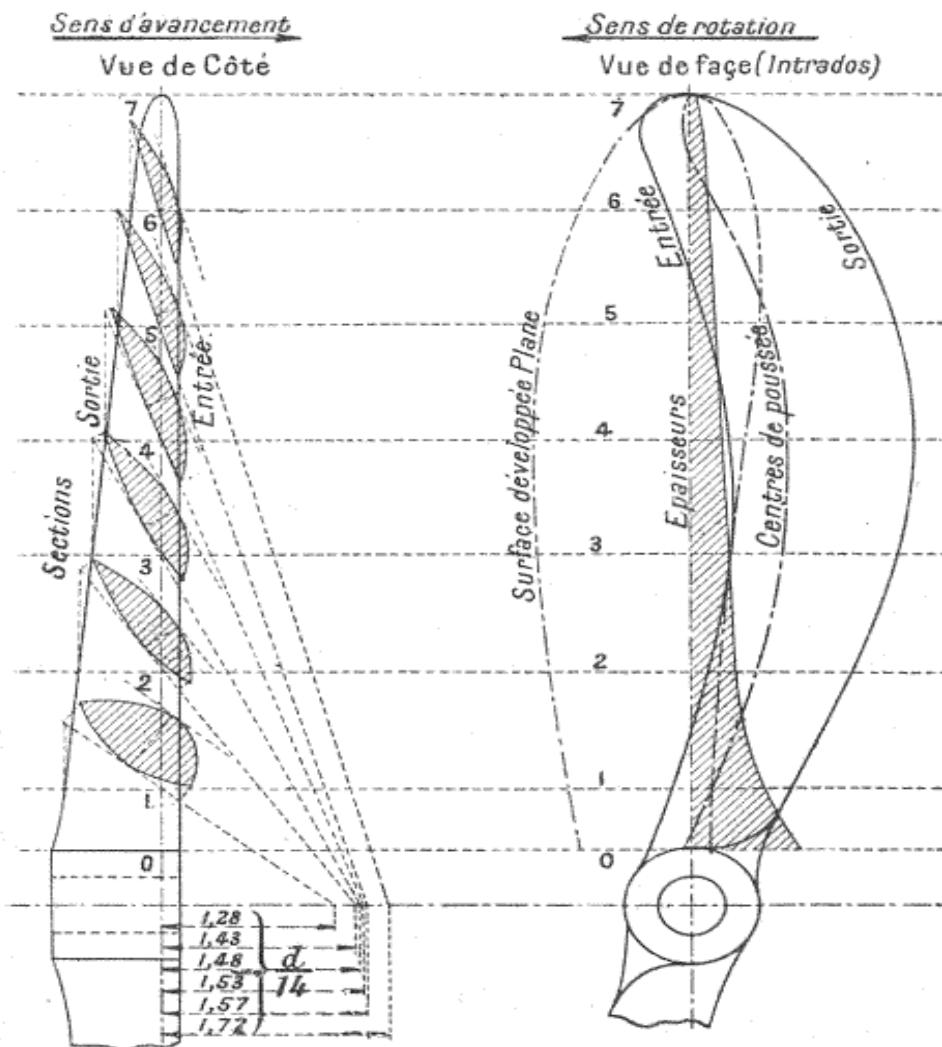


FIG. 54. — Épure d'une hélice « Levasseur ».

des centres de poussée est courbe, ce qui a le léger défaut de mettre le distum en porte-à-faux au point de vue des efforts qu'il a à subir. La *surface développée plane* a une valeur normale par rapport au diamètre:

80. — Hélice « Normale » de Ratmanoff. —

Figure n° 55. — Cette hélice est construite et conçue d'après les très beaux travaux du savant ingénieur qu'est M. Drzewiecki. C'est une des meilleures hélices qui existent ; la notoriété de celui qui l'étudie et celle de celui qui la construit l'ont fait adopter par de très nombreux constructeurs d'aéroplanes et de dirigeables.

Vue de côté. — La grande caractéristique de l'hélice « Normale » est d'avoir un *pas* très légèrement croissant et un *angle d'attaque* constant et égal à l'angle optimum trouvé par M. Drzewiecki égal à 2° environ. Le tracé est effectué de la manière suivante : le pas calculé, on joint les centres des sections au point représentatif de l'extrémité du pas, et on décale chacune des sections de 2° en avant, ce qui donne bien un pas croissant et un angle d'attaque constant. Les *sections* ont une forme très caractéristique, plate en dessous avec un dégagement à l'entrée et un bombement faible à l'extrados; le maximum de leur épaisseur se trouve environ au quart à partir du bord d'entrée. La *fraction de pas* est décroissante du proximum au distum; le bord de sortie est plus incliné que le bord d'entrée, et les deux profils sont sensiblement des droites.

Vue de face. — La surface primitive étant une aile à largeur constante, le contour de la pale se rapproche beaucoup de celui d'un rectangle raccordé par des congés au moyeu. Le *bord d'entrée* est sensiblement rectiligne, sauf vers le proximum, l'attaque se faisant tout le long du bord ; il est décalé en arrière pour faciliter la pénétration dans le fluide. Le *bord de sortie* est également rectiligne, sauf vers le proximum, où il s'épaule par un fort congé contre le moyeu. La *ligne des centres de poussée* est mathématiquement une droite, qui pratiquement coïncide avec l'axe ; c'est une excellente disposition qui rend toute rupture par flexion au moyeu

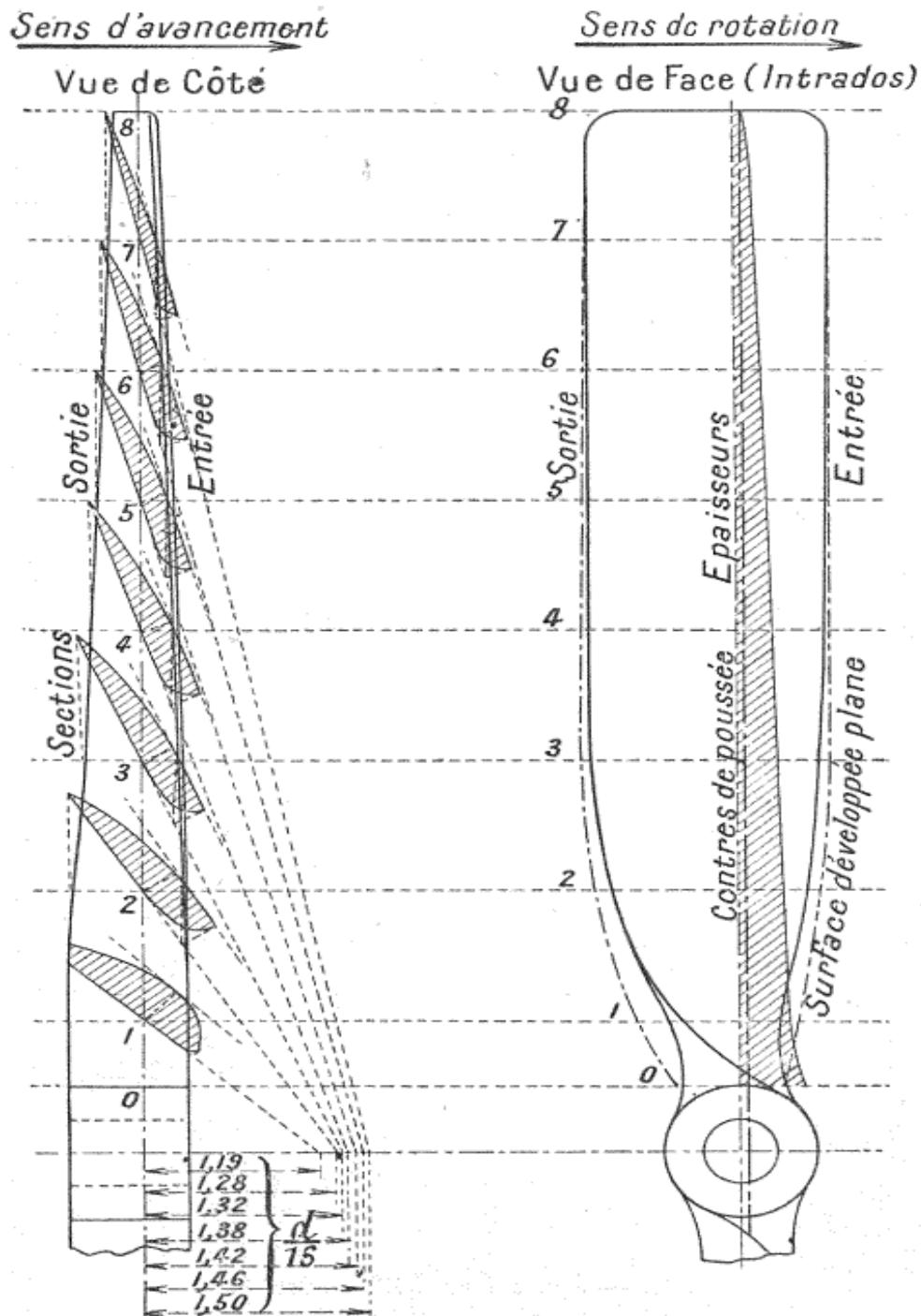


FIG. 55. — Épure d'une hélice « Normale ».

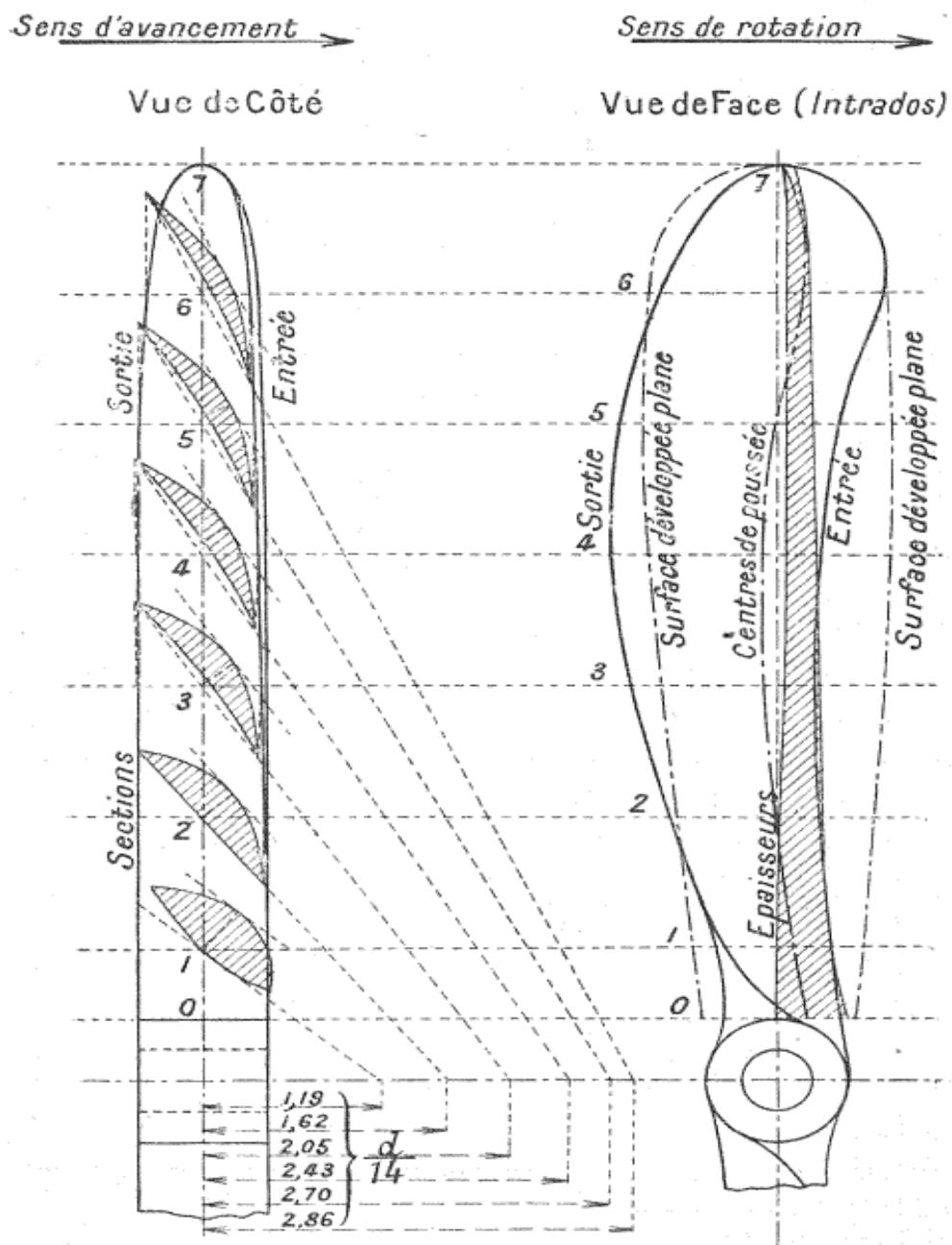


FIG. 56. — Épure d'une hélice « Perfect ».

radicalement impossible. Les *épaisseurs* décroissent régulièrement du proximum au distum suivant une droite. La *surface développée plane* est très sensiblement un rectangle, tout au moins du distum, à la fin de la région moyenne vers le proximum.

81. — Hélice « Perfect » de Fougeron. —

Figure n° 56. — Vue de côté. — Le *pas* est croissant du proximum au distum, moins vers ce dernier. L'*amplitude totale de variation du pas* est élevée. L'*angle d'attaque* est croissant du proximum au distum. Les *sections* présentent un creux assez marqué, surtout dans la région moyenne, au proximum elles sont plates ; le maximum d'*épaisseur* est presque au milieu de la section. La *fraction de pas* peut être considérée comme constante, sauf vers le distum où elle décroît légèrement.

Vue de face. — Le *bord d'entrée* est concave, l'attaque se faisant à la périphérie. Le *bord de sortie* est convexe, au contraire, sur toute son étendue. La *ligne des centres de poussée* est une courbe à double convexité, mais ayant cette caractéristique qu'elle est répartie en proportions sensiblement égales de chaque côté de la droite passant par l'axe, de sorte que, pratiquement, il n'y a pas de porte-à-faux. Les *épaisseurs* décroissent suivant une droite du proximum au distum, plus vite vers ce dernier. La *surface développée plane* a une étendue normale par rapport au diamètre.

82. — Hélice « Perfecta » de L. George. —

Figure n° 57. — Ce propulseur a gagné un certain nombre d'épreuves sur différents appareils monoplans et biplans ; il donne de fortes poussées au point fixe.

Vue de côté. — A l'inverse de la grande majorité des hélices des autres marques, la « Perfecta » est à *pas* décroissant du proximum au distum, l'*amplitude de*

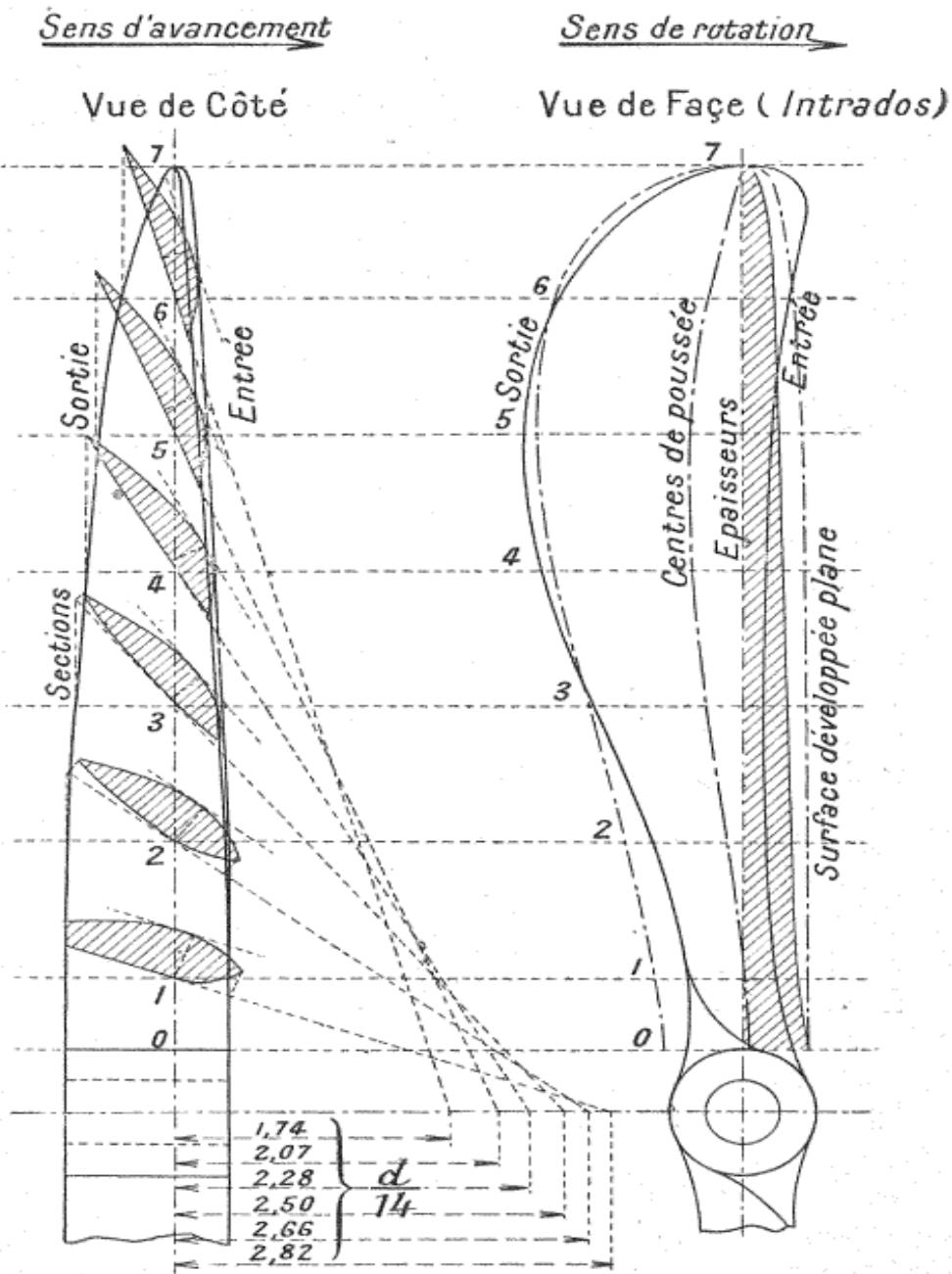


FIG. 57. — Épure d'une hélice « Perfecta ».

cette décroissance étant assez considérable. Il est difficile de justifier *a priori* une pareille manière de faire ; cependant cette hélice ne paraît pas avoir un rendement inférieur aux autres, au contraire. L'*angle d'attaque* décroît très rapidement du proximum au distum. Les *sections* sont toutes aplatis à l'intrados et présentent le maximum d'épaisseur vers le tiers à l'avant dans la région moyenne et au proximum, elles sont dégagées à l'avant et à l'arrière. L'attache au moyeu se fait par une section de forme lenticulaire aplatie. La *fraction de pas* est décroissante du proximum au distum, le profil du bord d'entrée étant sensiblement une droite, et celui du bord de sortie une courbe très allongée à faible convexité.

Vue de face. — Le *bord d'entrée* est concave assez faiblement, sauf au distum où il se prolonge assez en avant de manière à produire l'attaque par la périphérie. Le *bord de sortie* est très fortement convexe pour faciliter le dégagement des filets d'air. La *ligne des centres de poussée* est une courbe assez aplatie et passant par l'axe, ce qui est assez bon. Les *épaisseurs* décroissent régulièrement du proximum au distum suivant une droite, sauf aux deux extrémités. La *surface développée plane* a une valeur relativement importante, eu égard au diamètre.

83. — Hélice « Progressive » de Passerat et Radiguet. — Figure n° 58. — Cette hélice a été employée avec succès par plusieurs aviateurs, elle présente une qualité des ailes assez élevée.

Vue de côté. — Le *pas* est croissant du proximum au distum sur notre épure, et, le plus souvent, l'étendue de cette variation est assez grande. L'*angle d'attaque* est tel qu'il soit constant sur toute la largeur de l'aile du bord d'entrée au bord de sortie; toute la surface

travaille donc intégralement et, par suite, le pas varie

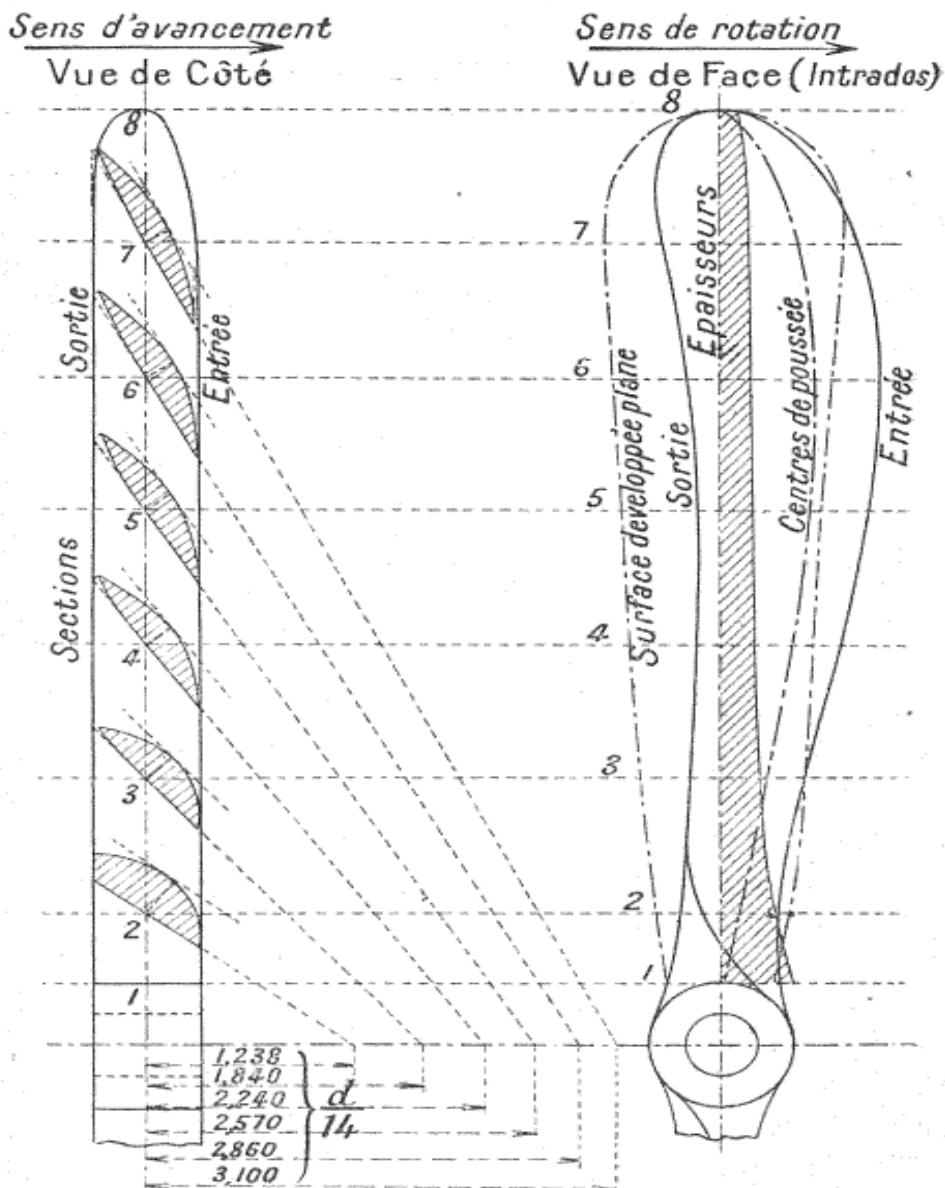


FIG. 58. — Épure d'une hélice « Progressive ».

d'un bord à l'autre : le pas initial est celui qui correspond à l'avance par tour, il augmente ensuite progres-

sivement jusqu'aux 4/5 de la largeur pour redevenir égal à celui de l'avance par tour au bord de sortie. Les *sections* ont une forme arrondie à l'entrée, ce qui supprime les vibrations dues à l'élasticité des bords d'attaque tranchants, le bord de sortie est au contraire très effilé et la bissectrice de l'angle des surfaces d'échappement est dans la direction de la vitesse relative des filets d'air. Grâce à cette disposition, l'hélice entre dans l'air et en sort avec le minimum de chocs. La *fraction de pas* est sensiblement constante, sauf vers le distum où elle diminue progressivement.

Vue de face. — Le *bord d'entrée* est convexe, l'attaque se faisant environ au milieu de l'aile, le *bord de sortie* est au contraire concave pour faciliter le passage sans remous à la sortie. La *ligne des centres de poussée* est assez courbée pour donner lieu à un porte-à-faux au distum. Les *épaisseurs* décroissent régulièrement dans la partie moyenne ; au distum, elles diminuent plus vite. La *surface développée plane* a une étendue normale pour le diamètre.

34. — Hélice « Rapid » de B. Montet. — Figure n° 59. — Montée sur une marque de biplans bien connue et sur une nouvelle firme de monoplans, elle a donné de brillants résultats. Elle est très résistante et très tractrice ; de plus elle est pratiquement indéformable.

Vue de côté. — Le *pas* est croissant du proximum au distum, moins à ce dernier qu'à la naissance de l'aile ; la variation est d'amplitude assez grande. L'*angle d'attaque* est tel que la largeur de chaque pale est utilisée complètement du bord d'entrée au bord de sortie. Les *sections* sont telles que le dos est très aplati, ce qui évite tout brassage inutile de l'air.

Au distum, l'intrados est plat ; au milieu et au

proximum, il est bombé, de plus en plus vers l'at-

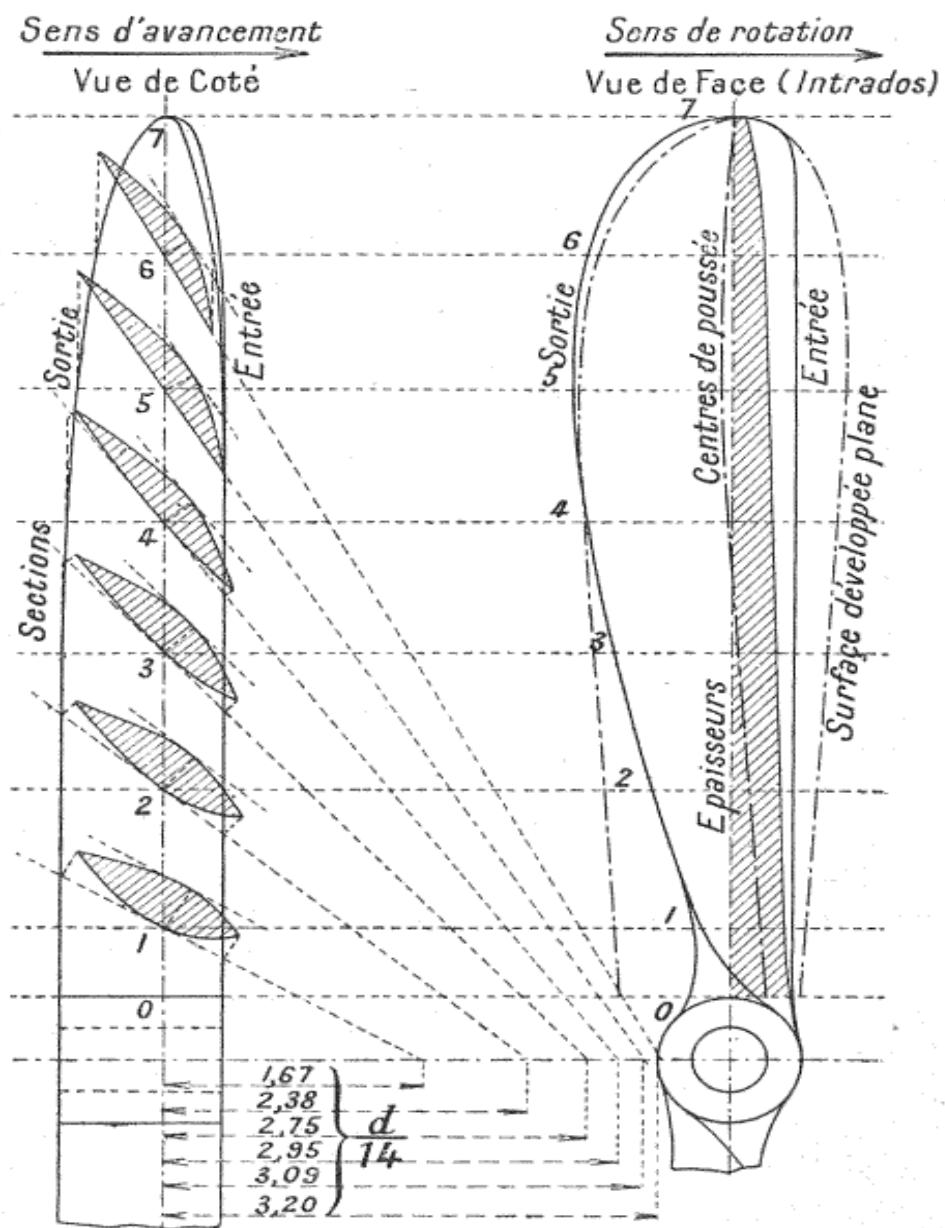


FIG. 59. — Épure d'une hélice « Rapid ».

tache ; les sections sont donc dégagées à l'entrée et à la sortie. Le maximum d'épaisseur se trouve environ

au tiers à partir de l'entrée. La *fraction de pas* est constante au proximum et au milieu, elle décroît surtout dans la région postéro-distale; le profil d'entrée est légèrement convexe, celui de sortie beaucoup plus.

Vue de face. — Le *bord d'entrée* est rectiligne et sensiblement parallèle à l'axe de la palette; il est déporté en arrière pour avoir une attaque vers le milieu. Le *bord de sortie* est très fortement convexe pour avoir la surface voulue. La *ligne des centres de poussée* est de part et d'autre de l'axe de la palette, de sorte que, *grosso modo*, il n'y a pas de porte-à-faux. Les *épaisseurs* décroissent régulièrement suivant une droite du proximum au distum, sauf vers les deux extrémités où la variation est plus prononcée. La *surface développée plane* est relativement étendue en comparaison du diamètre, sur notre épure.

85. — Hélice « Rationnelle » de L. Pelliat. —

Figure n° 60. — Ce propulseur donne des poussées élevées au point fixe; il peut tourner à des vitesses périphériques très grandes.

Vue de côté. — Le *pas* est croissant du proximum vers le milieu de l'aile, puis décroissant jusqu'au distum; mais le plus souvent le pas décroît du centre à la périphérie. L'amplitude de la variation est relativement faible. Il n'est pas possible de savoir *a priori* quelle est la raison de cette disposition du tracé. L'*angle d'attaque* est constant et égal à une valeur jugée optimale que nous ignorons. Les *sections* ont une forme tout à fait caractéristique; elles sont assimilables à des surfaces portantes à courbure dont elles ont du reste le profil; il paraît que le rendement serait plus élevé, grâce à ce creux, qu'avec des pales à profil plat.

Ces formes de sections ne freinent nullement le

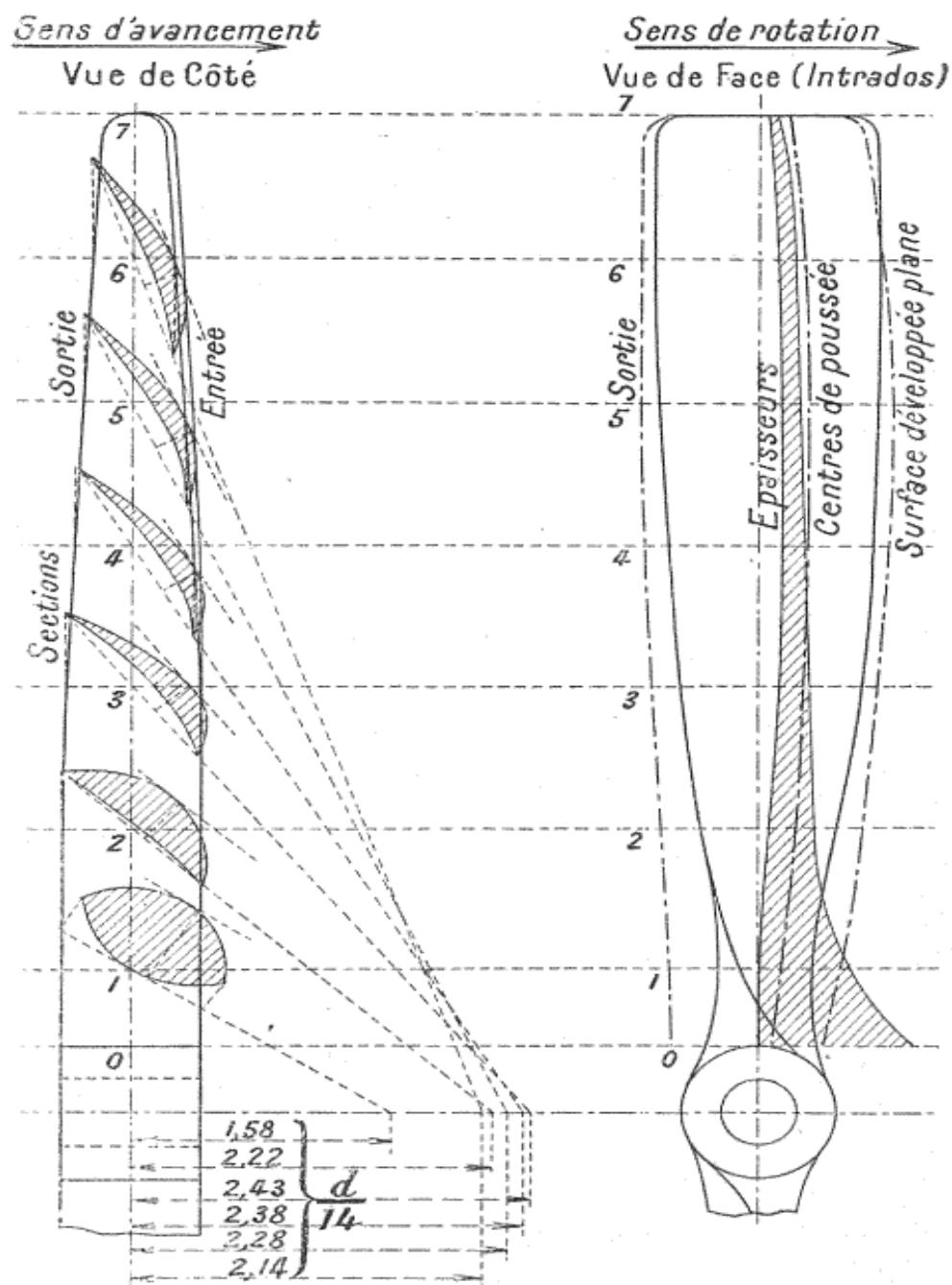


FIG. 60. — Épure d'une hélice « Rationnelle ».

moteur aux régimes élevés, à ce que dit le constructeur. La *fraction de pas* est décroissante du proximum au distum ; les profils des bords d'entrée et de sortie sont sensiblement des droites, celui de sortie est plus incliné que l'autre.

Vue de face. — Le *bord d'entrée* est à peu près rectiligne jusqu'au milieu, puis concave vers le proximum ; le *bord de sortie* présente une forme analogue, mais plus bombée. La *ligne des centres de poussée* est presque droite et passe près de l'axe, le porte-à-faux est pratiquement négligeable. Les *épaisseurs* décroissent très vite au proximum, puis suivant une droite dans la partie moyenne, avec un certain creux. La *surface développée plane* a une étendue moyenne en regard du diamètre.

CHAPITRE III

TRACÉ D'UNE HÉLICE A CONSTRUIRE. EXEMPLE

36. — Nous avons effectué sur la figure n° 61 le tracé de l'hélice que nous nous étions donnée comme exemple au paragraphe 54 de la première partie.

Précédemment nous avions montré, sur la figure n° 24, la surface développée plane déduite de celle du trapèze.

Puis nous étant donné la courbe des épaisseurs, nous avons pu calculer entièrement le tableau du paragraphe 56.

Ayant calculé les largeurs d'après la surface développée plane, nous obtenons sur la figure n° 61, par un simple rabattement pour chaque section, le contour de la palette vue en plan.

Il nous faut maintenant déterminer le contour de la vue de profil. Celui-ci s'obtient aisément en reportant sur la figure, de part et d'autre de l'axe, les longueurs égales aux petits côtés des triangles rabattus, sur la vue en plan de la figure n° 24.

Nous avons donc reporté sur la figure n° 61 la vue en plan et la vue de profil telles qu'elles sont déterminées sur la figure n° 24.

Ceci fait, il nous faut déterminer les sections ; nos préférences personnelles nous font choisir une forme très analogue à celle des hélices « Normales ». Cette

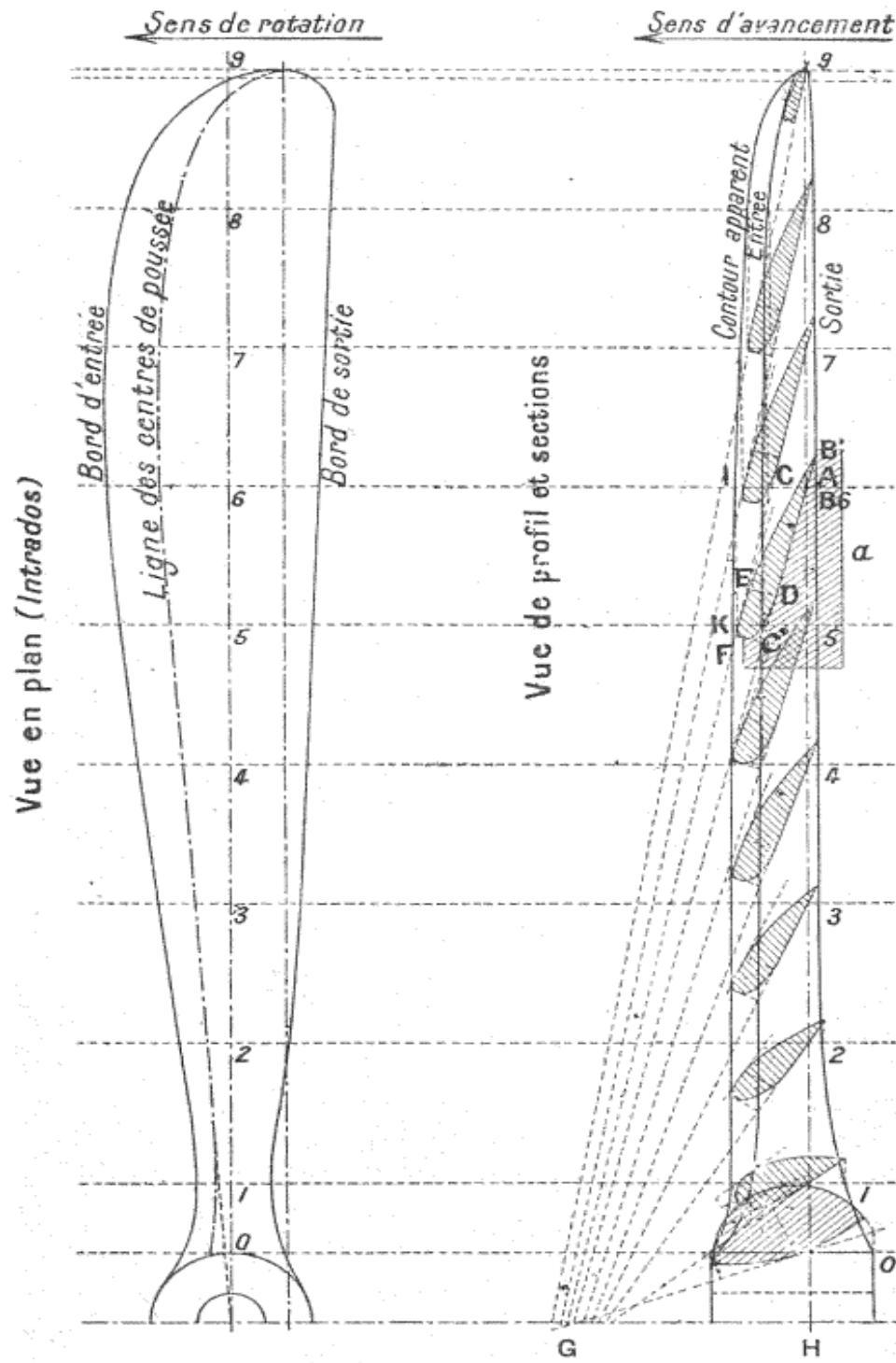


FIG. 61. — Épure d'une hélice à construire.

forme est telle que le maximum d'épaisseur se trouve au premier quart de la largeur à partir du bord d'entrée ; la partie DAB' est absolument rectiligne, elle fait avec la direction des filets gazeux un angle égal à l'angle d'attaque α ; à partir du point D, qui correspond à la plus grande épaisseur, le bord d'attaque devient très convexe suivant une courbe douce qui se prolonge jusqu'en F; de F en K il y a un arrondi de très petit rayon; et de K en E l'extrados a pour profil une droite, tangente en E au profil qui se raccorde par une courbe de très grand rayon au bord de sortie en B'. Ainsi la face dorsale de la section n'absorbera pas un travail inutile en création de remous, comme cela se présente avec les sections de profil arqué ordinaire avec un creux plus ou moins important.

Le maximum d'épaisseur se trouvant au quart correspond à la position moyenne du centre de poussée, et par suite cette ligne devra être tracée au quart de la largeur de l'aile; son prolongement passe sensiblement par l'axe, de telle sorte qu'il n'y aura pas de porte-à-faux, et que la section sera résistante au maximum.

37. — Nous allons à titre d'exemple indiquer comment on devra effectuer le tracé pour une section quelconque, par exemple celle passant par le centre général de poussée, section qui coïncide avec le numéro 6.

Nous tracerons d'abord la verticale du point H, qui correspond au sommet du profil déterminé comme nous avons vu précédemment; puis, dans le tableau du paragraphe 56, nous prendrons la valeur du pas p_0 qui correspond à cette section, soit : $p_0 = 1^m,458$, et, à partir du point H, nous porterons sur la gauche une largeur :

$$HG = \frac{p_0}{2\pi} = \frac{1^m,458}{2\pi} = 0,^m232$$

à l'échelle de l'épure. On joindra ensuite GA, et aux points B et C, où l'horizontale C coupe le profil, on trace deux lignes de rappel qui déterminent sur la droite GA deux points C' et B', origine et extrémité de la section. On devra en passant vérifier que B'C' est bien égal à la largeur correspondante dans la surface développée plane.

On prendra alors :

$$C'D = \frac{C'B'}{4},$$

et on élèvera en D une perpendiculaire à GA sur laquelle on portera l'épaisseur m_e , calculée d'après le tableau, telle que $m_e = 0^m,028$ à l'échelle du dessin ; une parallèle au point E ainsi obtenu à GA donnera la tangente à l'extrados de la section et une partie KE de celui-ci. Le profil de la section sera alors tracé comme nous l'avons indiqué plus haut. On procédera ainsi pour chaque section et l'épure sera terminée. On pourra déterminer le contour apparent de profil en traçant pour une section la tangente verticale qui donnera sur l'horizontale de la section 6, par exemple, un point I du contour apparent. Tous ces points seront joints ensuite par un trait continu.

88. — Cette épure a pour but de déterminer les dimensions du bloc de bois dans lequel l'hélice devra être taillée, si celle-ci est en « monobloc », ou celles des plateaux qui devront être « superposés », si le propulseur doit être construit par ce dernier procédé. Dans ce dernier cas, si on appelle i le nombre des plateaux, on déterminera leur orientation en partageant l'angle au centre des deux bords d'entrée et de sortie en i parties égales, et chaque plateau sera décalé par rapport au voisin de la valeur de cet angle. On déterminera alors sur la vue de profil la section plane de l'hélice

par un des bords du plateau, et on tracera le contour de celui-ci de façon à ce que cette section plane y soit entièrement contenue, et que l'on ait suffisamment de matière pour effectuer la taille de la palette.

Le madrier des « monobloc » ou l'empilage des « superposés » étant déterminé, on tracera sur les deux faces extrêmes les lignes, courbes en général, d'intersection avec la surface de l'intrados fictivement prolongé (AA' et DD', fig. 62). La surface devra nécessairement s'appuyer sur ces deux lignes, et l'ouvrier s'en servira pour déterminer l'intrados. Le travail sera constamment vérifié en se reportant au tracé, qui devra être fait grandeur nature sur un des murs de l'atelier,

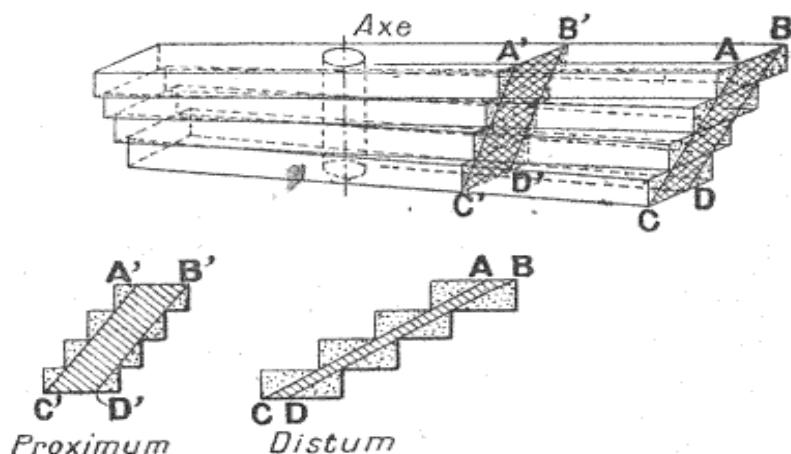


FIG. 62. — Assemblage et coupe des « sections » dans une hélice construite en superposés.

ou mieux encore sur une grande feuille qui y serait fixée.

Enfin, la connaissance et le tracé de l'épure permettront de découper dans des feuilles de zinc des profils identiques à ceux situés entre chaque section, 6 par exemple, et la verticale du point B', surface hachurée : a (fig. 62). Tous ces gabarits étant calés et cintrés dans

une planche, placés à l'orientation voulue en donnant, par exemple, la position exacte du bord de sortie repéré sur l'épure, serviront à tracer très exactement l'intrados. L'ouvrier n'aura qu'à s'arranger de façon à ce que la surface de l'intrados toute entière porte, pour chaque section, sur toute la longueur du gabarit.

On aura ainsi une hélice identique au tracé effectué, et par suite bien appropriée aux circonstances pour lesquelles elle aura été étudiée.

TROISIÈME PARTIE

CONSTRUCTION

CHAPITRE I

89.— Fabrication des hélices métalliques.— Nous avons dit précédemment les raisons pour lesquelles ce type d'hélice est pour ainsi dire abandonné. Donnons rapidement quelques indications sur sa fabrication.

Pour la construction, on exécute des gabarits en zinc pour des rayons croissants, que l'on cintre comme pour les hélices monoblocs et superposées, et qui permettent d'exécuter une forme en bois ou en fonte, sur laquelle la tôle est battue à coups de maillet ; le contour est ensuite taillé à la forme voulue, les bords biseautés et toute la tôle est polie ; elle est prête à être rivée sur le bras de l'hélice, en général constitué par l'épanouissement d'un tube d'acier, vissé ou boulonné ou claveté ou brasé, dans un moyeu en acier coulé. Ces hélices donnent en général de bons rendements.

Il y a dans ce procédé de fabrication plusieurs points très délicats. D'abord la rivure de la tôle l'affaiblit assez pour que quelquefois il y ait à ce niveau des déformations élastiques et parfois permanentes, qui font que les sections n'ont plus la forme voulue. Ensuite l'attache dans le moyeu doit être particulièrement soignée, car aux grandes vitesses auxquelles une hélice est appelée

à tourner (souvent 200 mètres par seconde) les tractions dues à la force centrifuge sont colossales ; elles atteignent facilement 25.000 kilogrammes ! De plus il y a des chocs dus aux explosions motrices, et les pulsations d'un vent latéral peuvent accidentellement amener des phénomènes de résonance qui entraînent invariablement la rupture du bras. Enfin il est extrêmement difficile, et en tous cas très coûteux d'équilibrer parfaitement une hélice en métal, objet hétérogène. Toutes ces raisons, jointes aux dangers en cas de rupture, les ont fait complètement abandonner.

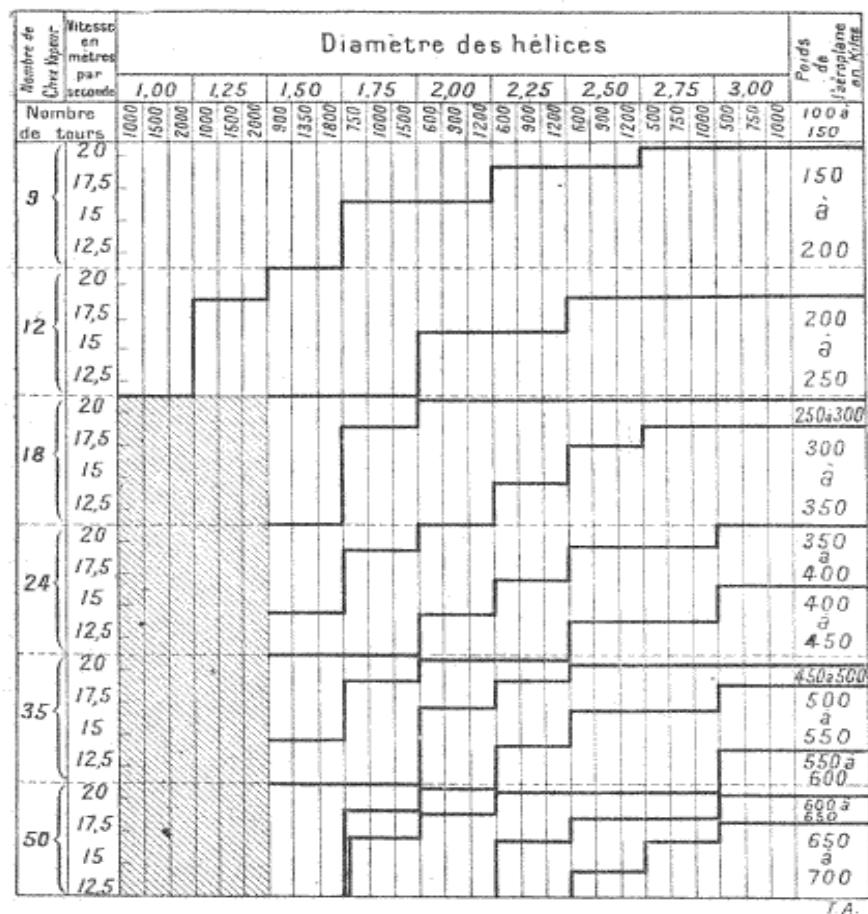
Au contraire, la merveilleuse élasticité du bois se prête fort bien à l'amortissement des vibrations brutales qu'on ne peut éviter avec les moteurs à explosions. En effet les vibrations ne font pas subir aux bois de modifications moléculaires telles que celles constatées dans les aciers les plus résistants. On sait que ce sont ces modifications moléculaires qui sont une des causes les plus fréquentes des ruptures d'hélices métalliques.

L'emploi de l'hélice en bois a permis des vitesses linéaires énormes, 200 mètres par seconde et plus, sans aucun danger, pas de ruptures, pas de déformations, inertie très faible, équilibrage parfait, telles sont les qualités de l'hélice en bois, et telles sont les raisons de son emploi universel, parfaitement justifié, comme on le voit.

90. — Fabrication des hélices en bois. — Nous n'envisagerons donc ici que la fabrication des hélices en bois.

Nous allons à ce sujet donner quelques-unes des données pratiques employées ; nous avons réuni ces données dans le tableau A, des hélices Chauvière dites « Intégrales », que nous considérons comme le prototype de l'hélice en bois.

TABLEAU A



T.A.

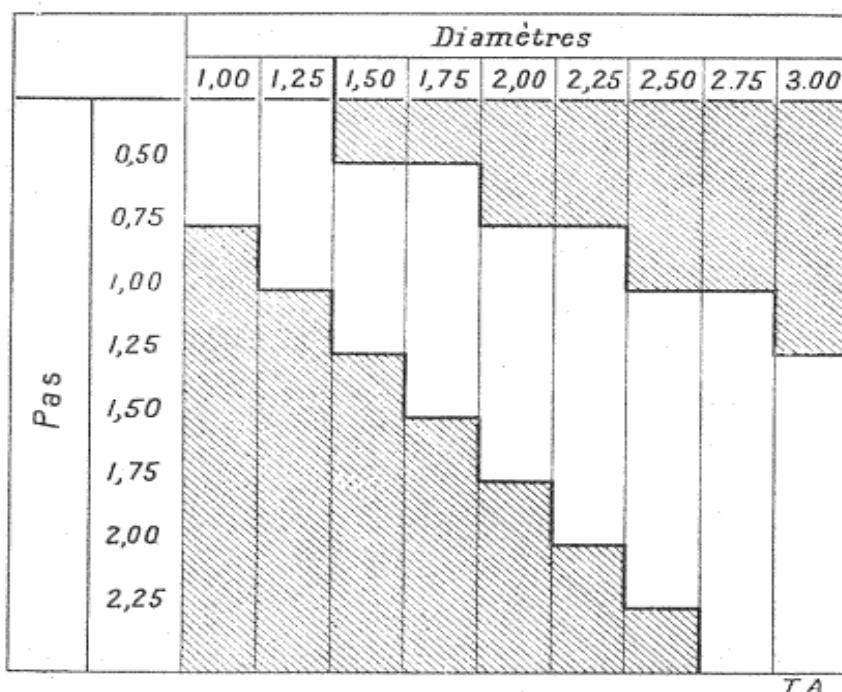
Nous y adjoindrons le tableau B, dans lequel figurent les valeurs de φ correspondantes à v et ω du tableau ci-dessus.

TABLEAU B

	ω									
	209,4	157,4	141,4	125,7	104,7	94,25	78,54	68,28	52,36	
v	20									
	17,5	0,095	0,127	0,142	0,160	0,190	0,212	0,255	0,283	0,382
	15	0,083	0,111	0,123	0,137	0,166	0,186	0,223	0,256	0,334
	12,5	0,072	0,093	0,106	0,119	0,143	0,159	0,191	0,220	0,286
	20									
	17,5	0,060	0,080	0,089	0,100	0,119	0,132	0,160	0,183	0,240
	15									
	12,5									

Enfin, dans le tableau C nous avons représenté schématiquement les proportions entre le diamètre et le pas employées le plus souvent pour ces hélices.

TABLEAU C



91. — Procédé Monobloc. — Dans les hélices en bois à fraction de pas constante ou variable, il existe deux genres de constructions bien caractéristiques : faire l'hélice « monobloc » ou « superposée ».

Le procédé de fabrication de l'hélice monobloc consiste à la tailler dans un madrier ayant comme épaisseur au moins celle de l'hélice à découper, comme largeur celle du distum au moins et comme longueur au moins son diamètre.

Le modeleur chargé de l'exécution commence par tracer sur les deux faces, le centre, puis le moyeu, puis le bord d'entrée et celui de sortie, si l'hélice est à fraction de pas constante ou bien l'intersection de l'intra-

dos avec les deux faces du madrier, comme nous l'avons indiqué précédemment au paragraphe 88.

Il prolonge ensuite ces deux lignes jusqu'à l'extrémité du madrier ; cela fait, il joint sur les deux bouts de la pièce de bois les intersections des deux bords par un trait, et il enlève tout ce qui se trouve de bois au-dessous de l'intrados ; il a au préalable découpé un certain nombre de gabarits en zinc qui représentent exactement la forme de l'intrados, gabarits échelonnés suivant un même nombre de rayons croissants à intervalles égaux, par exemple pour $\rho = 0,5\varphi, \varphi, 2\varphi, 3\varphi, 4\varphi, 5\varphi$, etc., et il creuse à la gouge, généralement en donnant de petits coups de marteau brefs, l'intrados de l'ailette, pour arriver à la courbe voulue comme creux. L'extrados est ensuite travaillé pour l'amener à la forme prévue par les études et vérifiée un grand nombre de fois : enfin on découpe au diamètre voulu et on trace avec soin la forme du distum, qui est à son tour découpé suivant les études du constructeur et ses préférences. Puis l'hélice est polie au verre, poncée et vernie avec un vernis insoluble spécial. Il est bien évident que nous n'entrions nullement ici dans les détails de la fabrication et que nous n'indiquons que *grosso modo* le procédé employé.

Cette manière de faire a un inconvénient primordial, celui d'affaiblir considérablement le proximum et le moyeu. En effet, le distum étant plus large que celui-ci, pour une hélice à deux branches tracée dans un madrier, cas de beaucoup le plus fréquent, on voit que les fibres du bois qui se trouvent aux bords d'entrée et de sortie vers le distum, sont interrompues sur une grande partie. De telle sorte que les seules fibres qui vont d'un bout à l'autre de l'hélice sont celles du proximum seulement, et encore les fibres centrales sont coupées dans le moyeu à l'endroit de l'encastrement.

ment de l'axe du moteur. Par suite toutes les fibres distales qui ne se prolongent pas jusqu'au moyeu constituent un poids de matière très important puisqu'il atteint la moitié et souvent plus du poids de l'hélice suivant les formes de contours adoptées; ce poids de matière n'est maintenu en contact avec les fibres non coupées que par la seule adhérence de cohésion du bois, c'est tout! Comme elles sont disposées parallèlement entre elles, on conçoit que, pour les arracher, la force centrifuge n'a à effectuer qu'un effort assez faible. C'est un très grave défaut.

Certains fabricants luttent contre cet inconvénient en employant des bois de tout premier choix et ayant une grande adhérence de cohésion des fibres, tels que le noyer et certaines variétés de bois exotiques. Un autre procédé meilleur et plus sûr, à notre avis, consiste à entoiler l'hélice : ce procédé ce résume à ceci : enrouler une bande de toile très forte, enduite d'une colle spéciale insoluble et imputrescible sur l'intrados et l'extrados de l'ailette ; cette toile est très serrée sur toute la surface, puis, après séchage, elle est poncée et vernie soigneusement ; ainsi traitée, l'hélice est d'une résistance et d'une solidité remarquables.

M. Raoul Vendôme, dans ses deux premiers monoplans avait employé des hélices de cette construction, qui étaient extrêmement légères, d'une solidité et d'une élasticité véritablement extraordinaires. Sur son monoplan n° 2 il y avait une hélice de 2^m,43 de diamètre en hickory creux, plaqué et entoilé, qui, au point fixe, a donné une traction d'environ 170 kilogrammes, entraînée par un moteur Anzani à trois cylindres de 50 HP ; cette hélice pèse 2 kilogrammes ! Au cours d'un essai, lors d'un atterrissage un peu incliné, les palettes de l'hélice sont venues toucher le sol et ont fléchi jusqu'à 45°, mais elles n'ont été ni brisées, ni déformées.

A un autre point de vue les monoblocs ont quelquefois l'avantage de rapprocher la ligne des centres de poussée de la direction du fil du bois ; elles ne sont cependant pas confondues et se coupent le plus souvent en deux ou trois points ; on a ainsi toute une bande centrale de bois dans le même plan que l'axe et qui travaille seulement à la flexion, c'est-à-dire dans de bonnes conditions. Mais, en réalité, tous les constructeurs connus ont, nous l'avons vu, des formes d'ailes souvent très différentes les unes des autres ; il faut évidemment *a priori*, que la disposition du fil du bois dépende de la forme de l'hélice, car la ligne des centres de poussée suit une courbe, tandis que le fil est droit. Il est très délicat en pratique de faire coïncider ces deux lignes ; et en tout cas elles se coupent en des points qu'il est impossible le plus souvent de déterminer à l'avance. De plus, les monoblocs présentent toujours des différences de densités parfois considérables aux deux extrémités ; il y a alors création de forces d'inertie, déformation des ailes et, par suite, l'hélice n'a plus les formes que l'on a étudiées ; il peut se produire aussi des vibrations, même si l'hélice a été équilibrée rigoureusement. Ces hélices ont le seul grand mérite de coûter beaucoup moins cher et de ne pas risquer de se décoller, c'est évident, mais on peut avoir des fissures au distum et au milieu, et on risque en tous cas des éclatements intempestifs.

D'ailleurs ce procédé est relativement peu employé.

92. — Procédé en superposés. — Les constructeurs des hélices « superposées » veulent, en employant un procédé tout à fait distinct, supprimer radicalement le défaut des fibres interrompues au moyeu, et amener la ligne des centres de poussée à suivre absolument le fil du bois. Le procédé consiste à découper une série de

planches suivant *grossost modo* le contour de l'ailette en se laissant une certaine marge ; toutes ces planches sont enfilées sur un même axe et empilées les unes sur les autres ; elles sont réunies par un collage très énergique avec une colle insoluble et inaltérable sous une certaine charge (*fig. 62*). Ce procédé n'est pas nouveau, il y a longtemps que les modeleurs-mécaniciens l'emploient pour la confection des modèles de fonderie ; ce n'est donc qu'une seule simple adaptation.

On conçoit que dans ce système de fabrication il faille employer des colles nullement hygroscopiques, si peu que ce soit, et qui restent inaltérables ; mais ce procédé, employé avec de grands soins de fabrication, comme par Chauvière par exemple, présente de très hautes garanties de solidité, les masses de l'hélice étant réparties d'une manière homogène et chaque planche étant disposée alternativement le bois de tête d'un côté sur le bois de pied de la planche suivante, car les différences de densité peuvent atteindre 20 0/0. L'hélice est ensuite terminée par des procédés analogues à ceux employés pour les hélices monoblocs. La quantité des fibres qui sont interrompues au maximum est absolument infime, et de telles hélices ont pratiquement une résistance très élevée à la force centrifuge et à l'éclatement sous les chocs. Au début, il est arrivé que, vers le moyeu, il y a eu des décollements entre les plateaux constituant ces hélices au moyeu ; en effet, les efforts y sont très grands ; mais depuis longtemps ces défauts ont disparu, on a employé des colles plus énergiques et on cheville le plus souvent les plateaux entre eux. On peut employer pour ces hélices tous les plateaux de 22 millimètres de la qualité voulue, et les alterner, ce qui amène la densité du bois à être constante dans les deux branches et ce qui permet un équilibrage bien plus facile et beau-

coup plus rigoureux ; la perte de bois est importante, car, pour une hélice pesant 8^{kg},5, il faut employer de 75 à 100 kilogrammes de bois ; par suite le débitage aussi. A un autre point de vue, plus il y a de tranches dans une superposée, plus il est facile de faire aller chacun des plateaux suivant la direction que l'on veut donner au fil. En plus de l'entoilage, il existe un produit spécial avec lequel on badigeonne les surfaces à coller avant le collage ; ce produit permettrait de plonger l'hélice toute assemblée dans de l'eau bouillante sans voir le décollage se produire, c'est une grande garantie de solidité; cette garantie est d'autant plus grande que, dans les superposées, les surfaces de collage sont en général assez petites, mais si la colle est de très bonne qualité et la pièce traitée avec le produit dont nous venons de parler, la sécurité est parfaite. On voit sur la figure 62 que la perte est plus importante au distum qu'au proximum.

Citons quelques chiffres qui prouveront les qualités de ces hélices : une hélice de 3 mètres de diamètre pèse environ de 5 à 6 kilogrammes et permet des poussées de 50 à 200 kilogrammes et plus, suivant le pas adopté. Il est possible, pour ces hélices en bois, de modifier, après essais préliminaires, soit la forme, soit la surface, soit légèrement la courbure primitive, ou le diamètre, ou le pas, de façon à obtenir la poussée et le nombre de tours que l'on désire; modifications très difficiles, sinon impossibles avec les hélices en métal. La résistance du noyer à la traction pour une éprouvette d'un poids donné est le double de celle des meilleurs aciers au nickel; la résistance à la déformation est plus considérable encore, en raison des moments d'inertie qui croissent comme le carré des épaisseurs.

Par suite de la faible densité du noyer et de tous les bois exotiques en général, on peut employer de fortes

épaisseurs au proximum sans augmentation de poids sensible ; ces épaisseurs varient progressivement sans variations brusques comme cela se produit au contraire sur presque toutes les hélices en métal ; les remous sont ainsi évités et les rendements améliorés.

Ce procédé est de beaucoup le plus employé.

CHAPITRE II

93. — Des bois à employer. — Nous avons vu que les bois exclusivement employés dans la fabrication des hélices sont le noyer, et en général les bois exotiques, c'est-à-dire : l'acajou, l'ébène, le palissandre, le gaïac, le tamarin, le teak, le calamba et l'amarante. On emploie, mais beaucoup plus rarement : le hêtre, le charme, le frêne, l'orme, ou quelquefois encore : l'acacia, l'érable ou le buis.

Il est, pour un homme du métier, facile en général de reconnaître la qualité d'un bois d'après sa forme extérieure ; en effet, celle-ci doit être régulière ; si elle ne l'était pas, c'est que l'arbre a poussé d'une façon discontinue, et par suite la résistance et la densité peuvent varier dans de grandes proportions.

Il faut, au premier aspect, que les madriers ou les plateaux soient complètement dépourvus de nœuds, que les couches soient bien régulières et les fibres bien droites.

On peut, avec un peu d'expérience, juger de la qualité d'un bois d'après le son rendu par percussion ; plus le son est clair, meilleur est le bois. Celui employé pour les hélices devant être de bonne qualité, ne doit pas se laisser pénétrer par l'eau ; si l'on met un peu d'eau à sa surface, celle-ci ne doit pas s'y infiltrer. Les copeaux élastiques, les fibres tenaces sont un sûr

garant de la résistance du bois ; et, poli au rabot, celui-ci doit avoir une belle surface brillante.

Tout bois dégageant une odeur de pourri doit être invariablement rejeté, car il y a fermentation de la sève et pourriture du bois. L'odeur d'un bois sec est en général un caractère bien net de sa nature; si par séchage trop prolongé elle a disparu, on peut la faire reparaître en humectant les copeaux.

Il faut généralement que le bois soit très vieux pour être bien sec et bien débarrassé de son eau, et aussi pour que les déformations résultant de l'humidité ne soient pas trop à craindre. Il y a à ce sujet des précautions toutes spéciales à prendre dans le magasinage. Il ne faut pas cependant que le vieillissement du bois soit poussé trop loin, car pendant l'usinage de l'hélice le bois peut travailler à l'humidité atmosphérique, se déformer et se fissurer.

On reconnaîtra un bois trop vieux à ce que ses copeaux ne sont pas souples.

Donc, pour reconnaître un bon bois, il faut une certaine pratique qui ne s'apprend qu'à l'usage.

Donc, on emploie surtout le noyer plus ou moins vieux et moins souvent l'acajou et les bois exotiques.

94. — Le *noyer* est un bois gris brun, présentant des veines ; il est très résistant, et se contracte peu à l'humidité.

Sa densité varie de 600 à 920 kilogrammes par mètre cube.

Le noyer d'Amérique, qui est particulièrement employé, a pour densité 830 et pour coefficient de résistance à la rupture 800 kilogrammes par centimètre carré.

Le noyer de France, très courant aussi, a pour densité 750 kilogrammes par mètre cube et pour résistance 1.200 kilogrammes par centimètre carré.

Le noyer noir a pour densité 525 kilogrammes par mètre cube et 1.200 kilogrammes de résistance par centimètre carré.

Le noyer de Michigan a pour densité 600 kilogrammes par mètre cube environ, et donne 1.270 kilogrammes de résistance par centimètre carré.

On prendra en général comme coefficient de sécurité 1/10, ce qui amènera les coefficients de résistance aux chiffres suivants par millimètre carré :

VARIÉTÉS	RÉSISTANCE en kilogrammes par millimètre carré	RÉSISTANCE relative à la densité
Noyer d'Amérique.....	0 ^{kg} ,80	9,6
Noyer de France.....	1 ^{kg} ,20	16,0
Noyer noir.....	1 ^{kg} ,20	22,9
Noyer de Michigan.....	1 ^{kg} ,27	24,2

Le noyer perd par séchage environ 26 0/0 de son poids.

L'*acajou* est un bois rouge susceptible d'un très beau poli; il est veiné quelquefois de brun, très résistant et se contracte peu.

Il y en a plusieurs variétés dont nous avons résumé les principales propriétés dans le tableau ci-dessous avec le coefficient de sécurité de 1/10 :

VARIÉTÉS	RÉSISTANCE en kilogrammes par millimètre carré	RÉSISTANCE relative à la densité	DENSITÉ par mètre cube
Acajou (Honduras).....	1 ^{kg} ,53	26,4	587
Acajou (Espagne).....	0 ^{kg} ,87	9,7	895
Acajou mâle.....	0 ^{kg} ,70	8,7	800
Acajou femelle.....	0 ^{kg} ,60	4,4	560

L'*ébène* est un beau bois noir prenant au rabot un

beau poli, sans veines, très résistant et peu contractile, mais lourd. Ses propriétés sont les suivantes, avec le coefficient de sécurité 1/10 :

	RÉSISTANCE par millimètre carré	RÉSISTANCE relative à la densité	DENSITÉ par mètre cube
Ébène.....	1 ^{kg} ,96	1,3	4395

Le *tamarin* est un arbre très droit qui croît en Afrique et aux Indes ; il pèse par mètre cube 400 kilogrammes environ.

Le *teak* a la couleur du noyer clair, il croît en Afrique et aux Indes où il a les mêmes emplois que le chêne en France.

Il est très résistant et inaltérable, il a un grain fin et serré et est susceptible d'un très beau poli.

Donnons quelques caractéristiques de différentes variétés, en prenant 1/10 comme coefficient de sécurité :

VARIÉTÉS	RÉSISTANCE par millimètre carré	RÉSISTANCE relative à la densité	DENSITÉ par mètre cube
Teak ordinaire.....	1 ^{kg} ,40	16,0	690
Teak africain.....	1 ^{kg} ,53	14,8	1028
Teak indien.....	1 ^{kg} ,40	15,8	690

95. — Le *hêtre* est un bois fauve très clair, veiné de parties plus claires, il a le défaut de se casser aisément, de s'amincir en séchant tout en se déformant et en ayant un fort retrait; son grain est peu homogène et il peut être coupé dans tous les sens sans difficulté.

Son emploi n'est pas à conseiller ; on ne le rencontre que dans les produits de qualité inférieure.

Le *charme*, bois blanc mat, à grain très serré et très fin, mais se fendant par séchage et difficile à travailler. Peu recommandable.

Le *frêne*, bois blanc rayé de jaune, grain peu serré, lisse, dur et pesant, se fend moins que le chêne, mais présente alternativement des couches dures et tendres, difficile à raboter. Peut être employé à la rigueur et dans des cas très favorables.

L'*orme commun*, bois rouge fibreux, dur et facile à travailler, se déforme et se pique aux vers. Peu recommandable.

L'*orme tortillard*, bois rouge, difficile à travailler, mais n'éclate pas et ne se fend jamais. Peut être employé comme le frêne.

Les caractéristiques de ces bois sont avec le coefficient de sécurité 1/10 :

VARIÉTÉS	RÉSISTANCE par millimètre carré	RÉSISTANCE relative à la densité	DÉNSITÉ par mètre cube
Hêtre.....	0 ^{kg} ,84	9,4	895
Charme	0 ^{kg} ,90	12,0	755
Frêne	1 ^{kg} ,10 *	13,8	800
Orme commun.....	0 ^{kg} ,45	7,5	600
Orme tortillard.....	0 ^{kg} ,95	11,3	840

96. — *L'acacia* est un bois jaune verdâtre à grain fin, dur et bien veiné; il ne se pique pas aux vers et n'a pas tendance à pourrir quand il est vert; très flexible et prenant un très beau poli. Ce bois est excellent pour faire des chevilles; mais sa flexibilité est un obstacle à son emploi généralisé dans la fabrication des hélices. Sa densité est de 800 kilogrammes environ par mètre cube.

L'érable est un bois blanc jaunâtre, résistant et peu

flexible ; il est très tendre et d'un grain relativement serré : c'est un bois léger et solide. Sa densité est 890 kilogrammes par mètre cube ; séché à l'air, il perd beaucoup de son poids, et sa densité devient 680 kilogrammes environ ; avec le coefficient de sécurité de 1/10, on a :

	RÉSISTANCE par millimètre carré	RÉSISTANCE relative à la densité	DENSITÉ par mètre cube
Érable.....	0 ^{kg} ,950	14,0	680

Le *buis* est un bois jaune paille teinté de vert, il est dur et compact ; il a un grain très fin et très homogène, il est très résistant et se travaille fort bien ; malheureusement il ne se rencontre qu'en échantillons toujours trop petits pour être utilisables dans la confection des hélices ; il ne peut servir que pour faire des chevillages. Avec le coefficient de 1/10 pour la sécurité, on a :

	RÉSISTANCE par millimètre carré	RÉSISTANCE relative à la densité	DENSITÉ par mètre cube
Buis.....	1 ^{kg} ,40	14,9	950 ^{kg}

Humide à l'état frais, sa densité est de 1.330 environ, et bien sec elle tombe à 900 ou 950 kilogrammes par mètre cube.

En résumé, les bois à recommander sont par ordre de résistance relative à la densité, et en tenant compte de leurs autres propriétés :

Acajou (Honduras).....	26,4
Noyer noir.....	22,9
Noyer de Michigan.....	21,2
Noyer de France.....	{ 16,0
Teak ordinaire.....	
Teak indien.....	15,8
Teak africain.....	14,8
Érable	14,0

pour la construction même des hélices; pour la fabrication des chevilles l'acacia, ou le buis, pour les modèles réduits ou pour les petites pales montées dans un moyeu métallique.

97. — Les colles, l'insolubilisation, le collage.

— Les colles employées dans la fabrication des hélices sont, en général, de bonnes colles fortes de qualité courante.

Ces produits sont fabriqués avec de nombreuses matières d'origine animale sous forme de rognures et de déchets de sabots, de cornes, de tendons, de cartilages, etc. On débarrasse toutes ces matières des chairs qui y sont adhérentes par un séjour assez prolongé dans un lait de chaux concentré. On les met ensuite à cuire avec leurs poids d'eau dans des chaudières chauffées par des serpentins parcourus par de la vapeur. L'eau s'évapore petit à petit et le bouillon se concentre jusqu'à consistance plus ou moins sirupeuse. On arrête alors la cuisson et on verse le liquide dans des moules formés par des châssis en bois où la colle se solidifie. Avant que le produit soit complètement sec, on le sépare en tranches minces au moyen d'un fil d'acier graissé préalablement; ces tranches sont mises dans une étuve très ventilée sur des filets où elles sèchent. On obtient ainsi des plaquettes légèrement bombées de colle solide, de coloration variant du jaune clair au brun foncé.

Les colles sont classées commercialement d'après les

localités où elles sont fabriquées. La plus estimée est la colle de Givet; des colles bonnes également, mais cependant moins appréciées, sont celles de Strasbourg, de Lyon, de Lille, de Paris. On reconnaît facilement la provenance et la qualité d'une colle d'après sa transparence, sa couleur, son odeur, sa dureté, d'après la marque plus ou moins profonde qu'y a imprimé le filet sur lequel a séché la plaquette, ainsi qu'à la manière dont elle se comporte dans l'eau froide, où elle doit gonfler plus ou moins, suivant sa qualité et sa provenance.

En général, on emploie pour le collage des hélices en superposées, un mélange par parties égales de colle de Givet et de colle de Lyon, la première devient moins cassante à sec par l'addition de la seconde, et le mélange est un des meilleurs qui soient employés. On peut également en employer d'autres, et chaque chef d'atelier fait la petite cuisine qui lui est propre, et dont il garde d'ailleurs toujours jalousement le secret.

98. — Pour l'emploi, la colle est cassée en menus fragments et introduite dans un pot à colle chauffé au bain-marie; à un feu un tant soit peu vif, elle brûlerait en charbonnant et serait inutilisable. Le pot étant froid, on laisse la colle quelques heures se ramollir et gonfler, puis on chauffe jusqu'à dissolution complète en versant un peu d'eau pour la faciliter, plus ou moins suivant la qualité de la colle, sa température et l'emploi. Pour l'encollage des plateaux d'hélices, il faut que pendant le badigeonnage la colle n'ait pas le temps de sécher à une extrémité pendant que l'autre est humide à point; aussi emploie-t-on presque toujours une colle claire. En été, elle devra être plus épaisse qu'en hiver, à cause de la température plus élevée. De toute façon elle devra être écumée soigneusement à la surface et

on veillera à sa propreté rigoureuse, cette dernière propriété rendant bien meilleur l'assemblage ; notamment le pot à colle devra être scrupuleusement nettoyé à chaque fois. Pendant le collage, si la colle épaisse, on l'éclaircira en ajoutant un peu d'eau chaude. Les pinceaux choisis devront être larges et pas trop gros pour éviter l'amas de colle inutile à certains endroits, et son absence à d'autres.

Les plateaux devront être préparés de la manière la plus soignée, la solidité de l'assemblage dépend de la façon dont le bois a été préparé. Pour les hélices, où l'on est dans des conditions particulièrement défavorables pour le collage, puisque les plateaux sont inévitablement collés dans le sens du fil et presque parallèlement entre eux, il faut artificiellement créer des rugosités sur les plateaux ou autrement dit les « ruginer ». On se sert pour cela d'un rabot spécial dit « à ruginer », muni d'un fer droit ou « fer bretté », c'est-à-dire portant des dents. Cet outil creuse dans la surface du bois de petits sillons très peu profonds où la colle s'amasse, on augmente ainsi beaucoup la surface de collage. On passe le rabot à ruginer dans le sens de la longueur, puis perpendiculairement ; on écorche la surface du bois et les petits copeaux ainsi formés se garnissent de colle en rendant l'assemblage très solide. Il faut, avant d'enduire de colle, s'assurer qu'il n'y a pas de graisse sur la surface du bois, la plus petite tache empêchant la colle de prendre ; dans ce cas, passer à la benzine, puis à l'alcool.

Il faut enlever soigneusement aussi la sciure de bois et la poussière. Enfin on chauffera de préférence les plateaux devant un feu doux au moment même de faire le collage, la température devant être vers 35 à 40° ; on facilite ainsi la pénétration de la colle dans les fibres du bois.

99. — Les pinceaux, avons-nous dit, doivent être plats et larges ; on tend en travers du pot à colle une ficelle sur laquelle on essore le pinceau avant de s'en servir, pour qu'il ne soit pas trop imprégné de colle. Les pinceaux devront être toujours parfaitement propres, et soigneusement lavés à l'eau bouillante après chaque opération ; par un séjour prolongé dans le pot, un pinceau s'abîme et ses soies s'arrachent.

On devra déposer alors la colle en couche mince uniforme séparément sur chaque plateau, cela est indispensable, car si on en met trop, la liaison n'est pas parfaite ; il faut que le produit ne fasse que remplir les pores du bois, sans plus.

Tous les plateaux étant assemblés et encollés, on applique les surfaces les unes sur les autres et on les met sur un établi ou mieux sur un châssis spécial avec de fortes presses à vis dont la tête porte sur une plaquette de bois pour éviter d'abîmer la pièce. On laisse sécher à l'abri de la chaleur et des courants d'air au moins vingt-quatre heures, puis on desserre les presses, et on se rend compte si le collage a bien la solidité prévue.

On proscritra complètement dans la fabrication des hélices les colles fortes liquides, maintenues dans cet état par addition d'acide acétique ou d'acide azotique, ces colles n'ayant pas à beaucoup près la résistance de la colle forte préparée par le procédé que nous avons indiqué.

100. — Une hélice fabriquée à l'aide de plateaux collés de cette manière aurait le grave défaut d'être très sensible à l'humidité : en effet, la colle une fois sèche gonfle de nouveau en présence de l'eau et les assemblages peuvent être détruits. Il est donc indispensable d'insolubiliser l'adhésif. On y parvient par différents procédés ; le plus connu consiste à ajouter à la colle

forte chaude de 3 à 4 0/0 en poids de bichromate de potasse, que quelques fabricants additionnent d'un peu de formol qui facilite le séchage rapide du collage et rend par suite l'insolubilisation plus efficace. Mais cette mixture ne doit être employée qu'à l'abri du jour, à la lumière d'une lampe ; une fois le collage fait et les plateaux assemblés, on expose le tout à la lumière du jour ; il se forme alors de la gélatine bichromatée, bien connue des photographes ; elle est insoluble dans l'eau et devient rapidement dure comme la pierre. L'année dernière, pendant les inondations de la Seine, un des fabricants d'hélices de Paris vit ses ateliers envahis par les eaux, plusieurs hélices restèrent près de huit jours dans l'eau, et lors de la décrue on put constater qu'elles n'avaient eu nullement à souffrir de ce traitement. Il existe également un autre procédé qui consiste à badigeonner les surfaces enduites préalablement de colle encore chaude avec un produit nommé « adégélose » ; l'assemblage est pratiquement indestructible, et on peut employer ce produit en pleine lumière, ce qui facilite sa manipulation.

Enfin ce qui fait la solidité d'un bon collage, ce sont plus les soins qu'on y apporte que les produits que l'on emploie ; il faut beaucoup de précautions.

Le complément indispensable du collage des plateaux est le *chevillage* ; on emploie des chevilles en acacia ou plus rarement en buis, on les place à peu près à 2 ou 3 centimètres du bord de chaque plateau ; elles ont environ 10 millimètres de diamètre ; on n'en met pas trop de peur d'affaiblir l'ensemble de l'hélice, on les place tous les 15, 20, 30 centimètres suivant le diamètre de l'hélice et suivant le travail qu'elle a à subir.

101. — Entoilage, toiles à employer. — Avant de faire cette opération, il faut que l'hélice soit presque

finie, c'est-à-dire que sa surface soit absolument nette et sans aspérités. Pour cela on la passe à la pierre ponce à sec pour enlever toutes les bosses, toutes les fibres adhérentes et rendre sa surface aussi unie que possible. Puis on entoile. En principe, on ne peut faire d'entoilage que sur les hélices à profil rectiligne ou bombé sur les deux faces des sections ; les hélices ayant un intrados creux ne peuvent être entoilées, car le tissu doit être très fortement serré et collé, sans cela il ne sert à rien, et il serait impossible de tendre l'étoffe sur une surface creuse. Dans les circonstances où l'entoilage est possible, il faut encore distinguer suivant que le contour de la surface développée plane est sensiblement rectangulaire, comme dans l'hélice Normale, l'hélice Rationnelle et quelques autres, l'opération est alors très facile, sans duplicité de l'étoffe et sans avoir besoin de fendre latéralement celle-ci pour pouvoir l'appliquer sur toute la surface ; ou bien encore le contour a une forme quelconque, cas le plus fréquent, et alors on s'arrange pour que l'intrados soit bien recouvert et que le bord d'entrée le soit aussi ; les pliures et les fentes dans l'étoffe seront faites sur l'extrados et recouvertes avec l'extrémité libre du tissu pour éviter la résistance à la pénétration. Peu de constructeurs emploient l'entoilage à cause de sa difficulté ; cependant ce travail bien exécuté donne une résistance considérable à l'hélice. On emploie exclusivement, pour le collage de ces toiles, des colles fortes liquides dont nous avons parlé plus haut, en les insolubilisant par un des procédés décrits.

Une fois l'entoilage bien collé et bien sec, on le ponce soigneusement pour que la surface en soit douce et sans aucune aspérité aux pliures et aux recouvrements ; l'hélice est alors prête à être vernie.

Voyons quelles sont les toiles à employer ; on fait

usage quelquefois de la batiste ou d'étoffe de soie telle que de la ponghée de Chine, ou bien encore de la simili-soie ; mais le plus souvent on se sert de toile aussi fine que celle à ballons et pour aéroplanes. C'est une bonne toile de coton à mailles très serrées pesant de 200 à 300 grammes par mètre carré et résistant environ à 1.000 kilogrammes de traction par mètre courant.

102. — Vernissage, laquage. — Sous le nom de vernissage, on peut appliquer divers genres de vernis ; mais le plus souvent on pratique le *vernissage au tampon* ; nous allons donc donner quelques détails sur cette opération.

Il est de toute nécessité que la surface de l'hélice soit parfaitement lisse et douce au toucher, faute de quoi le vernissage au tampon ne prendrait pas. Après ponçage, on passe toute la surface au papier de verre de plus en plus fin, pour finir avec du papier ayant déjà servi. Plus le polissage de la surface est parfait, plus brillant sera le vernis obtenu.

Les vernis employés dans le vernissage au tampon sont dits vernis au tampon ou à la gomme laque ; la sandaraque, la gomme laque, ou d'autres résines sont mises à dissoudre dans l'alcool du commerce à 90° ; comme la dissolution se fait assez difficilement, il est préférable d'y ajouter de 10 à 20 % de tétrachlorure de carbone, ce qui facilite beaucoup l'opération, on obtient ainsi un bon vernis au tampon. On peut employer également le vernis au copal, par dissolution, dans le tétrachlorure de carbone pur, de copal, résine provenant d'arbres des régions tropicales, ou de toute autre résine comme l'ozokérite ou cire fossile ; mais les résultats obtenus ainsi sont moins bons. On prépare un tampon gros comme un œuf formé de bon drap fin, ou

de bonne toile (comme par exemple la toile pour entoilage), dans le milieu duquel on a mis un gros morceau de ouate, on ligature le tout au-dessus du tampon, qui est ainsi constitué. On verse sur celui-ci une grosse goutte de vernis et on promène l'étoffe d'abord sur l'intrados en appuyant très peu et allant très vite pour couvrir toute la surface à grands traits. Puis on commence une seconde couche ; au bout de peu de temps le tampon devient très adhérent à l'hélice et le frottement est très dur.

L'alcool et le tétrachlorure se sont évaporés et une mince couche de laque s'est déposée sur l'hélice ; on facilite le glissement du tampon en versant quelques gouttes d'huile de lin ou d'olive et on continue à frotter plus doucement. On met alternativement du vernis et de l'huile sur le tampon, tout en frottant toujours doucement ; c'est là qu'il faut une certaine légèreté de main qui ne s'acquiert qu'avec l'expérience. La gomme laque se dépose sur la surface, sur laquelle elle adhère de plus en plus, en formant une couche d'épaisseur croissante. Il faut en versant toujours alternativement, mais de moins en moins, du vernis et de l'huile sur le tampon, frotter de plus en plus légèrement au moment où la laque commence à se déposer, en frottant lentement sur toute la surface en spirales très serrées et en ayant la main très légère. Lorsque l'on a obtenu le degré de brillant voulu sans rayures, ni bulles d'air, ni poils, ni cernes, le vernissage au tampon est terminé. On laisse sécher l'hélice dans un endroit clos à l'abri de l'air et de la poussière, qui pourrait coller à la surface de l'hélice et lui enlever rapidement ce poli si précieux et si difficile à obtenir.

103. — Nous avons vu quelle influence importante le coefficient de frottement de l'air a sur le rendement

de construction de l'hélice ; le constructeur faisant tous ses efforts pour obtenir un beau vernis, bien poli, il faut l'entretenir soigneusement; sans cela le rendement baisse dans des proportions singulières.

On emploie pour cela en ébénisterie un produit appelé « popote », qui sert à redonner à l'hélice son brillant perdu et cependant si utile. C'est un mélange complexe dont nous empruntons la recette à M. Marot: dans 1 litre, on verse 800 grammes d'eau, puis 100 grammes d'alcool à vernis, une pincée de tripoli de Venise en poudre et 25 gouttes d'acide sulfurique ; on finit de remplir le litre avec 100 grammes d'huile de lin environ ; on emploiera en agitant avant l'usage et en imbibant bien le chiffon de toile ; essuyer de suite après l'application ; sans cela la gomme laque se dissoudrait dans l'alcool de la mixture. Il existe également un autre mélange, assez bon du reste, d'alcool à vernis, d'eau, d'huile de lin et de bonne cire d'abeilles. On trouve enfin dans le commerce, sous différents noms, des produits ayant également cette précieuse propriété.

On emploie également, pour le vernissage, des laques que l'on dépose au pinceau et qui sont séchées à la chaleur en étuve ; mais les résultats obtenus sont souvent moins bons que par le vernissage au tampon.

Le vernis ainsi déposé forme avec l'entoilage une carcasse ou armature de contexture très dure et très résistante, qui protège admirablement l'hélice contre les intempéries.

CHAPITRE III

EFFETS GYROSCOPIQUES. — ÉQUILIBRAGE. ROLE COMME VOLANT

104. — Relativement aux effets gyroscopiques sur les hélices, considérons (fig. 63) un aéroplane effectuant une rotation autour d'un axe vertical O , cette rotation étant causée, par exemple, par un remous. Désignons par I' le moment d'inertie de l'hélice par rapport à un plan passant par son axe, son plan médian par exemple.

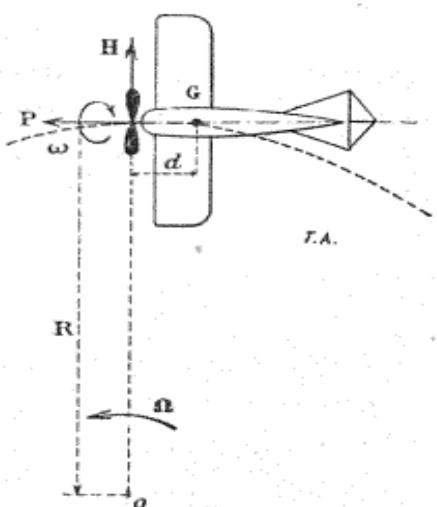


FIG. 63. — Influence des effets gyroscopiques dans les virages, sur une hélice.

perturbation, nous aurons :

$$H = I' \omega \Omega,$$

et comme :

$$\Omega = \frac{v}{R},$$

on aura :

$$H = \frac{I' \omega v}{R}.$$

Le moment redresseur sur l'ensemble de l'aéroplane sera donc :

$$Hd = \frac{I_{\omega v} d}{R}.$$

Cet effet est très puissant surtout lorsque à l' vient s'ajouter le moment d'inertie transversal d'un moteur rotatif, qui est considérable ; on obtient ainsi une stabilisation remarquable de l'aéroplane. Ce procédé a été employé également dans les dirigeables *España*, *Ville-de-Lucerne*, construits par la Société Astra, dans lesquels l'hélice est alourdie afin d'avoir un effet gyroscopique redresseur très intense. Malheureusement, si l'hélice joue le rôle d'un stabilisateur dans les remous, elle gêne par ces mêmes effets gyroscopiques dans les virages ; supposons, par exemple, une hélice tournant rapidement à droite, un virage à droite tendra à soulever l'arrière de l'aéroplane et un virage à gauche à soulever l'avant ; ces soulèvements proviennent de la combinaison de l'effet gyroscopique précité Hd avec le couple vertical représenté par la force de propulsion et la résistance à l'avancement. On voit donc que, pour faciliter les virages, il y aurait intérêt à employer deux hélices tournant en sens inverse ; cette solution est employée dans les biplans Wright et Savary et dans les dirigeables *Clément-Bayard II*, *Liberté*, *Parseval*, *Zeppe-lin*, etc., et concourt très heureusement à augmenter la stabilité de ces appareils dans les virages. Cet effet perturbateur pour une seule hélice dans les virages est d'autant plus accentué que l'aéroplane est plus léger.

Enfin, les premières hélices métalliques tournant à grande vitesse ont eu très fréquemment des ruptures, Blériot notamment ; aussi avait-il été amené, très logiquement d'ailleurs, à faire les bras d'attache des pales élastiques ; ce qui, lors des atterrissages, par exemple, ou pendant le roulement sur un sol inégal, permet à

l'hélice de continuer à tourner à peu près dans son plan, l'axe étant orienté d'une manière différente. Cette manière de faire eut cependant peu de succès, étant donné les difficultés énormes de construction d'une telle hélice, pour arriver à faire des bras ayant tous identiquement la même élasticité et le même poids; il est beaucoup plus facile de prendre des hélices en bois qui sont infiniment plus légères.

105. — Il faut, en tout cas, que l'hélice soit lourde ou légère, qu'elle soit parfaitement centrée, c'est-à-dire que son centre de gravité soit sur son axe. Soit G la force centrifuge, H' le poids de l'hélice, ρ_e le rayon d'excentration du centre de gravité non situé sur l'axe :

$$G = \frac{H'}{g} \omega^2 \rho_e.$$

Supposons une hélice pesant 7 kilogrammes, tournant à 1.200 tours par minute, et dont le centre de gravité est excentré de 0^m,20, nous aurons :

$$G = \frac{7}{9,81} \times \overline{126}^2 \times 0,20 = 234 \text{ kilogrammes.}$$

Cet effort est considérable, et s'il n'amène pas de rupture, il donne en tout cas une grande fatigue dans l'axe, due à des vibrations dont le nombre est de n par seconde, d'où effets de résonance possibles, et pouvant amener à leur tour des ruptures.

Une autre cause de déséquilibrage peut provenir du fait de deux masses de centres de gravité G et G' (fig. 64), dont les projections sur l'axe se font en g et g' non confondues, ce qui donne alternativement à droite et à gauche un couple perturbateur dont la fréquence est $2n$ par seconde, on aura pour une masse de 0^{kg},500, avec un écart de 0^m,10, un couple

$$Qe = \frac{0,500}{9,81} \times 0,10 = 0^{kgm},0054.$$

Ces effets n'existent donc pratiquement pas pour les hélices en bois.

En tout cas il est indispensable de faire subir aux hélices une vérification très minutieuse de leur équili-

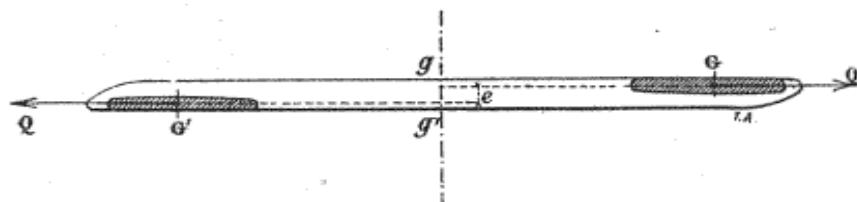


FIG. 64. — Influence du déséquilibrage latéral sur une hélice.

brage. Ce travail peut être fait à l'aide de règles, rouleaux, galets chevauchés, couteaux, mais il n'a de précision que pour les hélices petites et légères ; dans le cas général, le résultat est défectueux. Il existe bien des machines permettant de faire l'équilibrage dynamiquement sur l'hélice en marche ; mais ce procédé est dangereux. Le seul vraiment pratique, et employé notamment par Chauvière, est celui qui consiste à faire usage de l'« équilibreuse » de MM. Jost et C^{ie} (fig. 65) ; l'hélice *h* est montée solidement sur un mandrin *m*, dont les deux extrémités reposent sur deux plateaux de grand diamètre *a*, disposés verticalement, de telle sorte qu'en tournant l'hélice les entraîne. Ce mandrin se trouve, avec un léger décalage, au-dessus de l'axe des deux plateaux, de sorte que l'hélice et le mandrin prennent une position d'équilibre. L'hélice tend à descendre d'un côté des plateaux et vient s'appuyer d'une manière presque insensible contre deux galets *b* portés

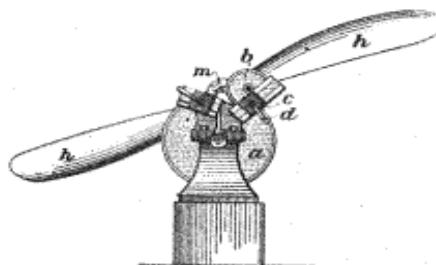


FIG. 65. — Équilibreuse Jost.
a, plateaux. — *b*, galets. — *c*, pièce de serrage. — *d*, clé. — *h*, hélice. — *m*, mandrin.

dans une pièce spéciale *c* à serrage commandé par une clé *d* permettant de régler leur position ; dans ces conditions, l'hélice peut être considérée comme libre. Les frottements sont très doux, de façon à permettre une grande sensibilité de la machine ; pour cela les plateaux et les galets reposent sur des roulements à billes spéciaux sans aucun jeu, comme en général les roulements ordinaires. Grâce à cette machine, on voit très facilement les retouches à faire à l'hélice et les points sur lesquels elles doivent porter. Il faut arriver à obtenir un équilibre absolument indifférent, quelle que soit la position de l'hélice sur la machine. Cela obtenu, celle-ci est parfaitement équilibrée.

D'autres constructeurs, comme Ratmanoff par exemple, font l'équilibrage sur un axe muni de couteaux et reposant sur deux plans d'acier très bien polis ; le constructeur de l'hélice Normale arrive ainsi à équilibrer ses hélices à 1 gramme près pour des hélices de 2^m,80 de diamètre, ce qui représente en pratique un équilibrage parfait.

Il faut que l'équilibrage soit très soigné pour les moteurs rotatifs genre Gnome, car l'effet gyroscopique du moteur agit pour ajouter la masse de celui-ci à celle de l'hélice concentrée au point excentré ; les hélices devront être dans ce cas particulièrement bien soignées au point de vue équilibrage.

106. — Très souvent l'hélice est montée en prise directe sur l'arbre du moteur dans les aéroplanes ; elle joue alors le rôle d'un volant. Un moteur à plusieurs cylindres aura un couple moteur d'autant plus soutenu que le nombre de ceux-ci sera plus grand, et par suite l'hélice aura moins besoin d'être lourde pour remplir son rôle de volant. A ce sujet, et pour montrer l'influence considérable du nombre de cylindres, nous avons tracé sur la figure 66 les différents couples moteurs

pour des moteurs à 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8 cylindres à explosions équidistantes ; la comparaison de ces différents couples est très instructive. Si nous désignons

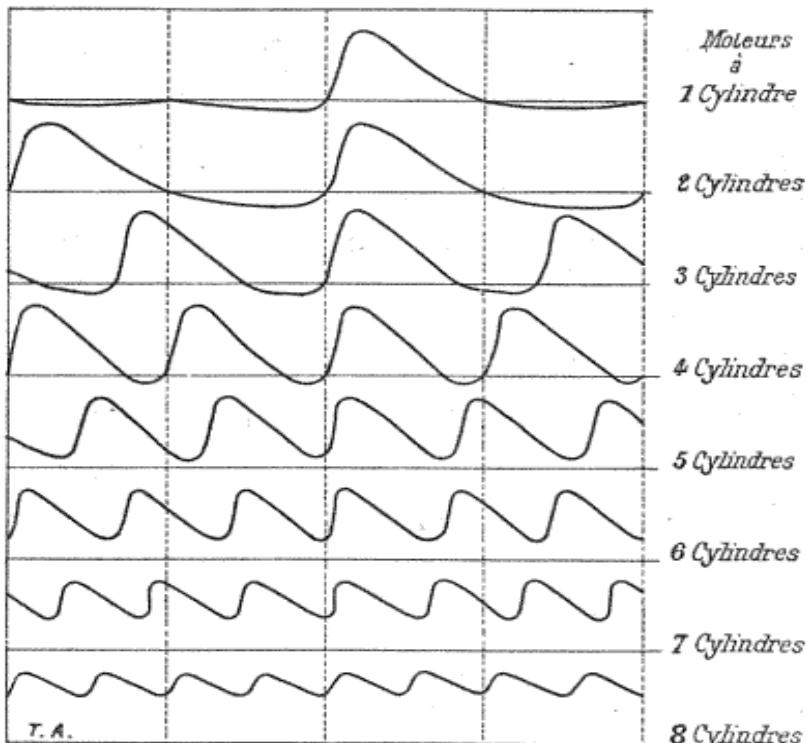


FIG. 66. — Couples moteurs pour 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7 et 8 cylindres.

par Π le poids des organes moteurs et de l'hélice constituant un volant, par Φ la puissance du moteur, par n le nombre de tours par seconde, par N le nombre de cylindres, par ρ_m le rayon du centre de poussée et par ϵ le coefficient de régularisation de l'hélice considérée comme un volant, il est facile de montrer que :

$$\Pi = 268000 \frac{\epsilon \Phi}{n^3 60^3 \times N \times \rho_m^2}.$$

formule classique pour le calcul des volants et qui donne ici :

$$\Pi = 4,24 \frac{\epsilon \Phi}{N n^3 \rho_m^2}.$$

Dans cette formule, le coefficient de régularisation est :

$$\varepsilon = \frac{\omega}{\omega_{\max} - \omega_{\min}},$$

$\omega_{\max} - \omega_{\min}$ représentant la plus grande variation de vitesse angulaire. Soit U la puissance vive emmagasinée à un instant donné dans l'ensemble moteur et hélice, en supposant le moteur rotatif, soient U_1 et U_2 deux états de cette puissance vive immédiatement avant et après chaque effort moteur, chacun d'eux en étant la moyenne pendant deux tours pour chacun des cylindres, soit u la variation de puissance vive correspondante : on a :

$$u = U_2 - U_1 = \frac{4U}{\varepsilon};$$

soit θ le travail moteur pendant deux tours, nous pourrons écrire :

$$U = \frac{\varepsilon}{4} \cdot \frac{u}{\theta} \cdot \theta.$$

Nous aurons :

$$U = \frac{1}{2} \Pi \omega^2 \rho_m^2 = \frac{\varepsilon}{4} u,$$

d'où l'on tire :

$$\varepsilon = \frac{2\Pi\omega^2\rho_m^2}{u}.$$

En portant dans la première expression de Π , il vient :

$$\Pi = 1,24 \frac{\Phi 2 \Pi \omega^2 \rho_m^2}{N n^3 \rho_m^2 u},$$

d'où l'on tire :

$$u = 644,22 \frac{\Phi}{N \omega}.$$

Donc plus le nombre de cylindres N et la vitesse angulaire ω sont grands, plus la variation de force vive est faible. Enfin en portant u dans l'expression de ε , il vient :

$$\varepsilon = 0,00325 \frac{\Pi N \omega^3 \rho_m^2}{\Phi}.$$

Nous avons vu qu'environ :

$$\rho_c = \rho_m = 0,7 \text{ A} \varphi,$$

ce qui donnera finalement :

$$\epsilon = 0,002275 \times \frac{\Pi N \omega^3 A \varphi}{\varrho}.$$

Π est composé de Π' , poids de l'hélice, et Π'' , poids des organes du moteur en mouvement circulaire. Appliquons ceci à trois cas différents, dans lesquels nous supposerons que l'hélice a invariablement 2^m,80 de diamètre et que la vitesse de rotation est de 1.200 tours par minute.

Nous aurons alors le tableau suivant :

MOTEURS	N	n'	n''	Π	$\frac{n}{\varphi}$	$\frac{\varphi}{n}$	$\frac{\varphi}{\Pi}$
Moteur Gnome.....	7	3	57	60	0,2	50	54096
Moteur R. E. P.....	5	3	0	3	0,2	60	1603
Moteur Clément-Bayard	2	3	0	3	0,2	30	1314

On voit quelle influence considérable la qualité du moteur Gnome d'être rotatif a sur la régularité cyclique, en comparaison des moteurs à cylindres fixes : le poids Π est considérablement plus grand pour un moteur rotatif et son hélice que pour une hélice seule. A cet effet de très puissant volant vient s'ajouter celui d'un gyroscope puissant, aidant à la stabilisation.

107. — Nous avons réuni, à titre d'exemple et de documentation, dans le tableau suivant les puissances vives constituées par l'ensemble hélice-moteur rotatif à 1, 2, 3, etc., 8 cylindres à explosions équidistantes d'après le coefficient de régularité choisi et le travail résistant moyen θ pendant deux tours, à la vitesse considérée. $\frac{u}{\theta}$ est le rapport entre le plus grand excès de travail mo-

teur et le travail moyen pendant deux tours, pour les moteurs ordinaires ayant une compression théorique de 5 et une pression initiale absolue de 25 kilogrammes par centimètre carré.

	$\frac{u}{\theta}$	$\varepsilon = 20$	$\varepsilon = 30$	$\varepsilon = 50$	$\varepsilon = 100$	Rapport à la puissance vive pour un monocylindre.
Monocylindre ..	1,050	5,25 0	7,88 0	13,12 0	26,25 0	1,00
2 cylindres.....	0,426	2,13 0	3,15 0	5,5 0	10,70 0	2,46
3 —	0,225	1,12 0	1,68 0	2,82 0	5,64 0	4,68
4 —	0,118	0,59 0	0,89 0	1,48 0	2,96 0	8,89
5 —	0,065	0,32 0	0,49 0	0,81 0	1,62 0	16,45
6 —	0,036	0,18 0	0,27 0	0,45 0	0,90 0	29,20
7 —	0,024	0,12 0	0,18 0	0,30 0	0,60 0	43,7
8 —	0,015	0,075 0	0,112 0	0,188 0	0,38 0	70,0

En somme, un moteur rotatif constitue déjà par cela même un volant très puissant; la régularité cyclique est considérablement augmentée également. Une hélice pas trop légère, seule, sans volant, avec un moteur ayant le plus grand nombre possible de cylindres fixes suffit déjà amplement pour faire un bon volant.

La périodicité des explosions a pour effet de donner dans l'arbre de l'hélice une succession de torsions et de détorsions élastiques qui peuvent amener des effets de résonance dans cet arbre et par suite des ruptures. Le nombre d'explosions par seconde est $\frac{Nn}{2}$, la vibration propre de torsion de l'hélice a pour période :

$$t = 2\pi \sqrt{\frac{\Gamma}{C}}$$

On aura :

$$\frac{Nn}{2} = i \times t = i \times 2\pi \sqrt{\frac{\Gamma}{C}}$$

d'où l'on tire, toutes réductions faites :

$$i = 0,0796 \cdot Nn \sqrt{\frac{C}{I}}.$$

L'harmonique sera de degré d'autant plus élevé et par suite d'autant moins à craindre au point de vue des résonances possibles, que i sera plus grand ; ce résultat sera atteint en employant un moteur ayant le plus de cylindres possible, tournant très vite et l'hélice ayant une grande avance par tour et un moment d'inertie transversal très faible, c'est-à-dire étant très légère. En résumé, on a donc intérêt, pour les raisons énumérées ci-dessus, à employer un moteur rotatif ayant beaucoup de cylindres, tournant très vite, et une hélice très légère, tournant très vite et ayant une grande avance par tour. Ce sont là, à notre avis, quelquesunes des causes du succès des moteurs rotatifs et des hélices en bois très légères.

CHAPITRE IV

FABRICATION DE QUELQUES-UNES DES HÉLICES LES PLUS CONNUES

108. — Hélice Intégrale de L. Chauvière. — On commence, comme toujours, par calculer l'hélice avec le plus grand soin; puis on détermine les différentes formes des sections, les bords d'entrée et de sortie, les épaisseurs, etc.; on cherche quelle sera la loi de variation du pas la plus favorable. M. Chauvière construit toujours ses hélices à pas croissant, nous avons vu que c'est là la forme la plus logique à donner à l'intrados; ce pas croissant suivant le recul et le cône de refoulement que l'on veut obtenir en pleine marche. Notamment sur les monoplans comportant un fuselage comme l'Antoinette, le Blériot, le Nieuport, le Sommer, etc., il faut que le cône de refoulement évite le fuselage, ce qui amène à un cône plus écarté que pour les biplans dans lesquels l'hélice se trouve en général en arrière du moteur et sans fuselage. Nous rappellerons que dans l'hélice Intégrale la ligne des centres de poussée se trouve en avant, puis en arrière de la ligne médiane de l'aile, et ces deux effets se contre-balancent de manière à éviter toute torsion. La fabrication est effectuée avec les plus grands soins.

M. Chauvière a été le premier à construire des hélices en bois, il y a de cela quatre ans; il a amassé, en plus des lauriers de ses nombreuses victoires, une foule de documents très importants qu'il tient secrets,

avec juste raison d'ailleurs, et qui lui permettent de garder une certaine avance sur presque tous ses concurrents. D'après ce constructeur :

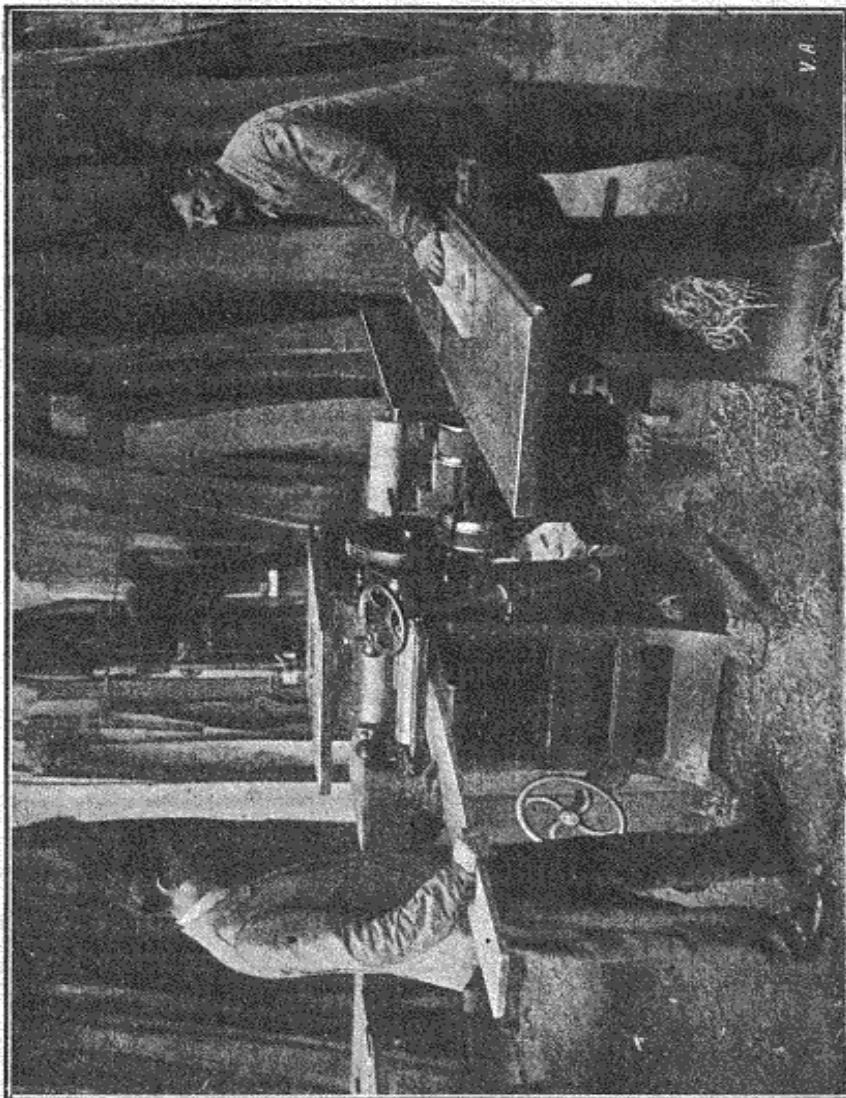


Fig. 67. — Rabotage des palettes d'hélices « Intégrales ».

« La densité du bois étant 11 à 12 fois plus petite que celle de l'acier, on peut donner à une hélice une grande épaisseur sans que le poids dépasse ou même

atteigne le poids de la même hélice en acier. Au point de vue résistance, le bois paraît pouvoir travailler à 1^{kg},200 par millimètre carré, alors que l'acier ordinaire de très bonne qualité ne peut dépasser 15 kilogrammes par millimètre carré. Il résulte de ceci que le bois est aussi résistant que l'acier à poids égal. En ce qui concerne les hélices, on constate que la résistance est parfaitement suffisante et que l'on obtient des hélices plus légères avec le bois qu'avec l'acier et aussi un meilleur rendement.

« Inutile d'ajouter que l'acier est incomparablement plus difficile à travailler que le bois, matière plus plastique et qui se prête à des procédés de travail très intéressants dans la construction des hélices. »

109. — Les hélices « Intégrale » sont construites en noyer de très bonne qualité, très vieux et très sec, et par le procédé de « superposés », que M. Chauvière a été le premier à appliquer à la construction des hélices en bois, avec le succès que l'on sait.

Le bois arrivant à l'usine est d'abord débité en plateaux d'épaisseurs variables, ce qui permet de s'assurer de la parfaite homogénéité du noyer à l'intérieur, de la régularité des fibres, de l'état de siccité, et de l'absence de nœuds, de retapures, de roulures, etc., tous défauts du bois. Ce débitage en plateaux permet de faire sécher à nouveau et dans de bien meilleures conditions les planches dans lesquelles seront débités les différents éléments de superposition de l'hélice.

Le tracé de l'épure étant effectué grandeur d'exécution, et possédant des calques de cette épure sur laquelle on a déterminé les différentes intersections des bords des plateaux avec l'intrados de l'hélice, on reporte point par point sur les plateaux ces intersections, après avoir dressé les deux faces de chaque plateau à la ra-

boteuse (*fig. 67*). Puis à la scie à ruban on débite chaque plateau suivant chacune des deux intersections sur chaque face ; on obtient ainsi des profils de l'intrados (*fig. 68*).

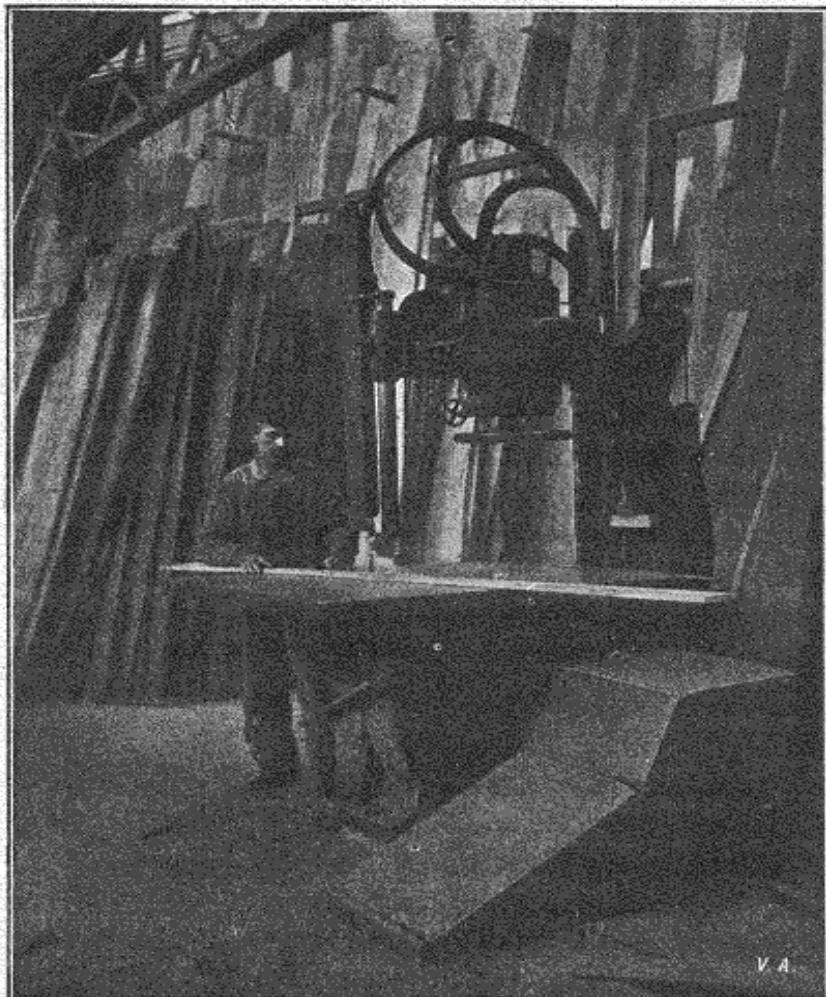


FIG. 68. — Découpage des « sections » d'une hélice « Intégrale ».

Ces plateaux sont ensuite soigneusement percés bien au centre, afin de pouvoir les emmancher les uns sur les autres sur un mandrin d'acier qui servira d'axe provisoire à tout l'ensemble. Puis on encolle les dif-

férents plateaux après les avoir badigeonnés avec un produit spécial qui rend la colle insensible à l'humidité; on emploie la colle comme nous l'avons indi-

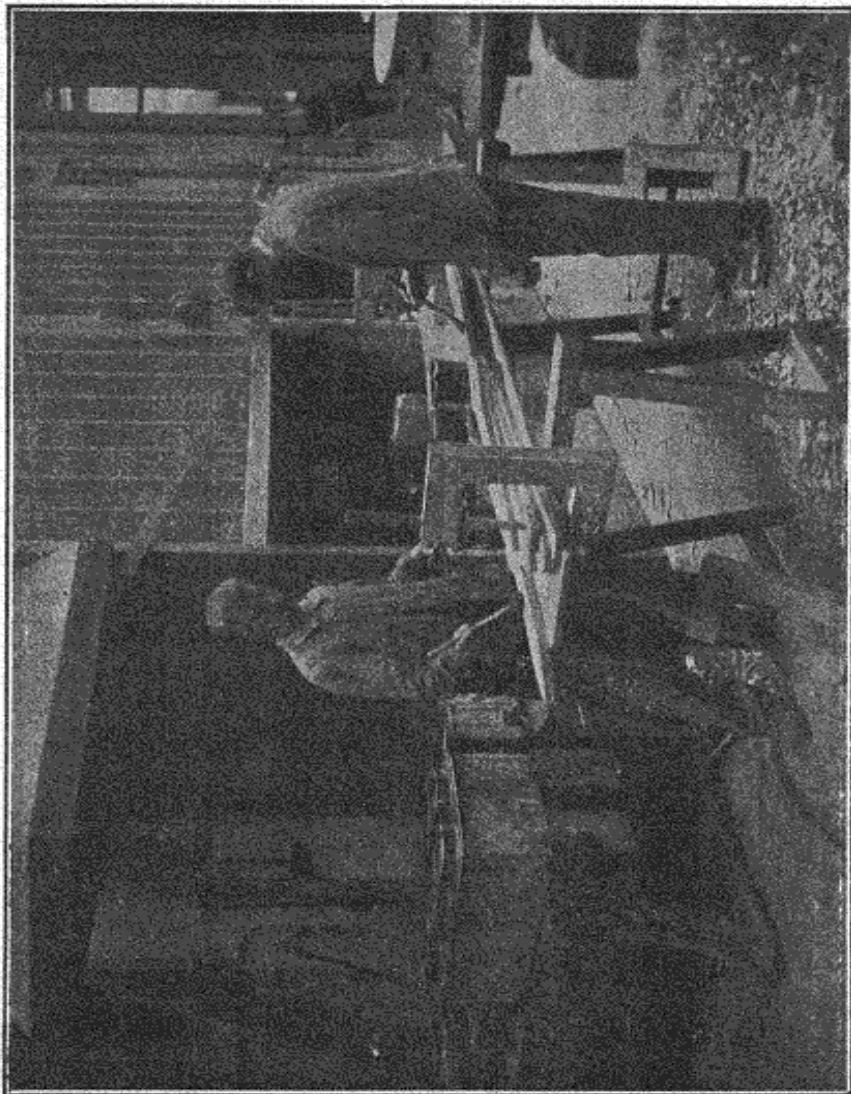


Fig. 69. — L'encollage des palettes d'hélice « Intégrale ».

qué précédemment et avec les mêmes précautions (*fig. 69*). L'encollage fait, on applique soigneusement les différents plateaux les uns sur les autres pour que le bord de l'un coïncide exactement avec la ligne de

son intersection exactement reportée sur celui qui en est immédiatement voisin. Puis on applique des presses tout le long de la surface et sur chaque plateau, en



Fig. 70. — Dégrossissage à la gouge.

ayant soin d'interposer sous la tête de chaque vis une plaquette de bois dur.

Le nombre de presses est très élevé pour chaque hélice ; plus il est grand, meilleur est le collage. On

laisse ensuite sécher pendant de douze à vingt-quatre heures pour être certain de l'assemblage. Puis on dégrossit au ciseau (*fig. 70*) et à la main ; l'ouvrier s'attache à enlever le bois qui est en trop et à réunir les lignes entre elles par des surfaces continues, tout en ayant soin de ne pas toucher à ces lignes elles-mêmes, en faisant sauter les angles de chaque plateau. On se rend compte du rôle important de l'ouvrier dont les mouvements doivent être suffisamment précis pour ne pas enlever une trop grande quantité de matière, auquel cas on serait obligé de recommencer toute l'hélice.

110. — Avant d'aller plus loin, on découpe les extrémités des ailes à la scie à ruban, pour obtenir une forme grossière de l'hélice telle qu'elle sera finie. On dégrossit ensuite avec une gouge et à petits coups de maillet, mais avec beaucoup de précautions. Quand l'ouvrier a enlevé à peu près le surplus de bois et qu'il se rapproche de la forme définitive de l'hélice, il n'opère qu'avec la plus grande circonspection, et cesse de se servir de la gouge pour employer la varlope pour l'intrados qui présente un certain creux, et un petit rabot à main, outil américain nommé « *wastring* », pour l'extrados et le moyeu qui au contraire sont bombés. Enfin, quand l'ouvrier juge son travail presque terminé, il passe toute l'hélice au papier de verre, de manière à enlever toutes les aspérités et à réunir les différentes courbes par une surface continue. L'hélice est ensuite vérifiée par un spécialiste (*fig. 71*). Puis on perce le moyeu (*fig. 72*).

On arrive enfin à obtenir une hélice de forme régulière, dont les bords sont amincis, sans aspérités. Il s'agit d'équilibrer maintenant les deux pales pour éviter un ballant qui donnerait lieu à des vibrations dangereuses pour leur conservation. Les hélices tournent

à des vitesses telles que la moindre différence de poids existant entre les deux pales, la moindre dissymétrie dans les formes aux différents points, suffisent pour



FIG. 71. — Vérification de l'intrados d'une hélice « Intégrale ».

provoquer les plus graves inconvénients pendant la marche de l'aéroplane.

M. Chauvière utilise pour ce réglage l'équilibreuse Jost, que nous avons déjà vue, créée dans ce but. On

enfile l'hélice sur un mandrin et on l'y maintient solidement. Les deux extrémités de ce mandrin viennent reposer sur deux plateaux de grand diamètre disposés

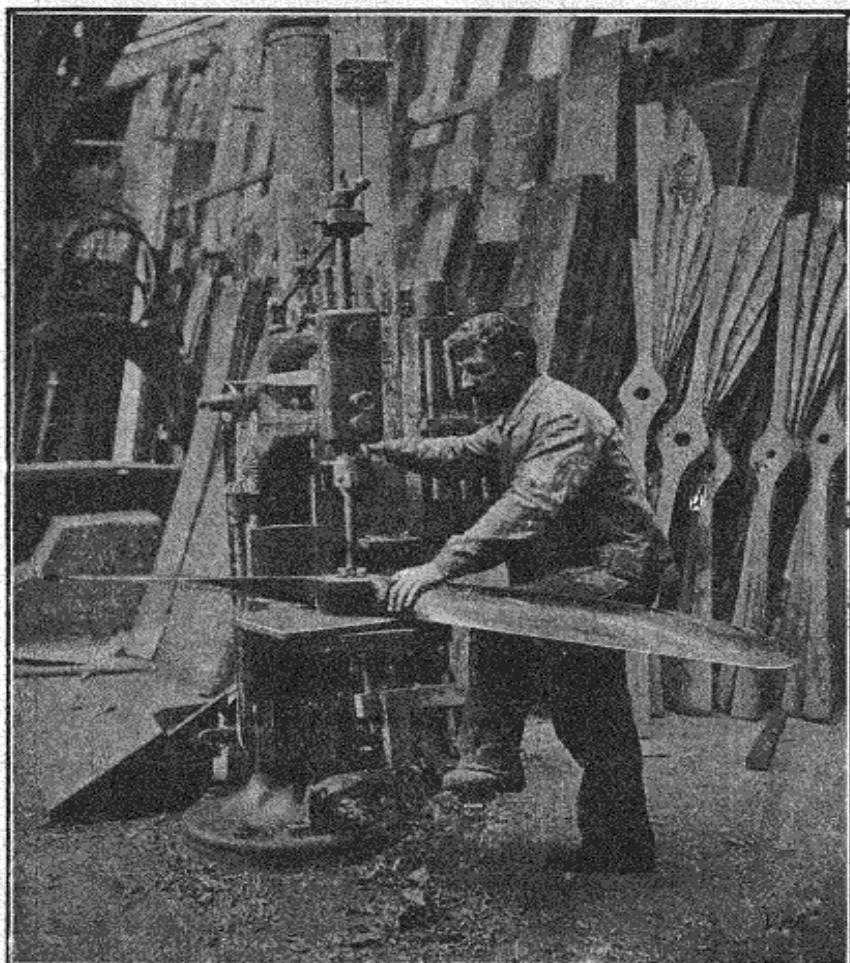


FIG. 72. — Fabrication du moyeu.

verticalement, de telle sorte que l'hélice, en tournant, entraîne les deux plateaux (fig. 73).

Le mandrin est placé juste au-dessus de l'axe des deux plateaux avec un léger décalage, de telle sorte que l'hélice et le mandrin prennent une position définie.

L'hélice tend donc à descendre d'un côté des plateaux et vient s'appuyer d'une manière presque insensible contre deux galets portés par une pièce spéciale per-

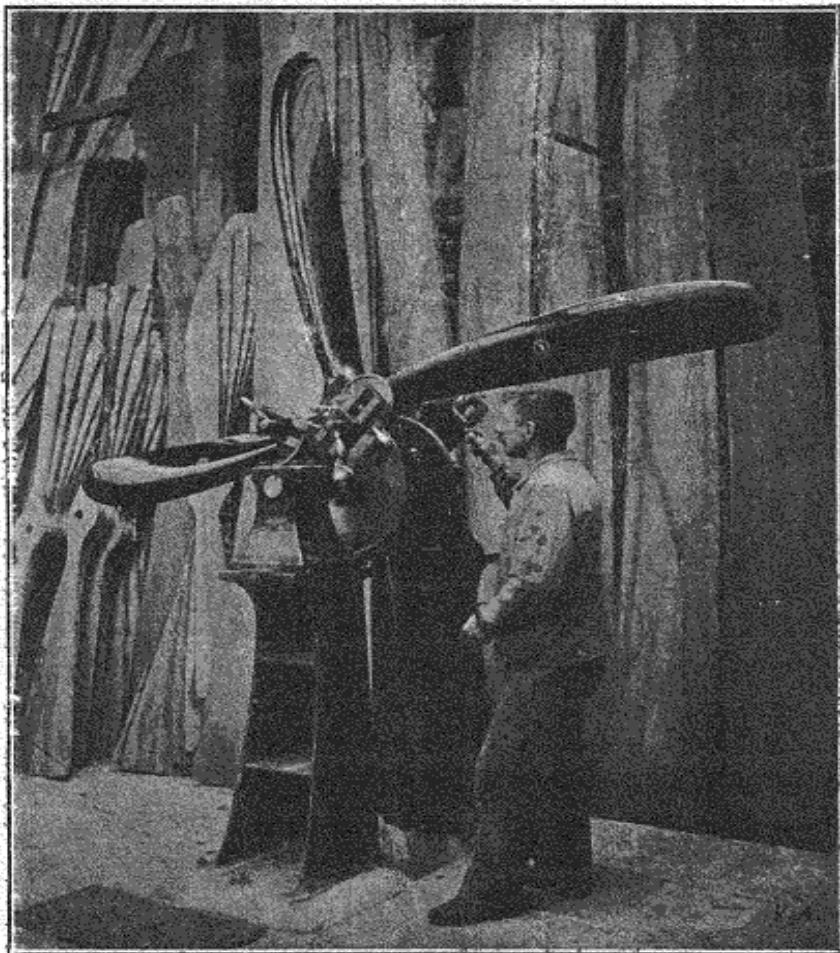


FIG. 73. — Équilibrage d'une hélice « Intégrale ».

mettant de régler leur position. Dans ces conditions, l'hélice peut être considérée comme libre.

Les frottements sont si minimes que la moindre différence de poids suffit pour provoquer un mouvement de rotation et l'on peut ainsi constater si l'un des

côtés de l'hélice n'a pas une certaine prépondérance par rapport à l'autre, ainsi que nous le disions tout à l'heure. Pour arriver à ce résultat, il a fallu construire

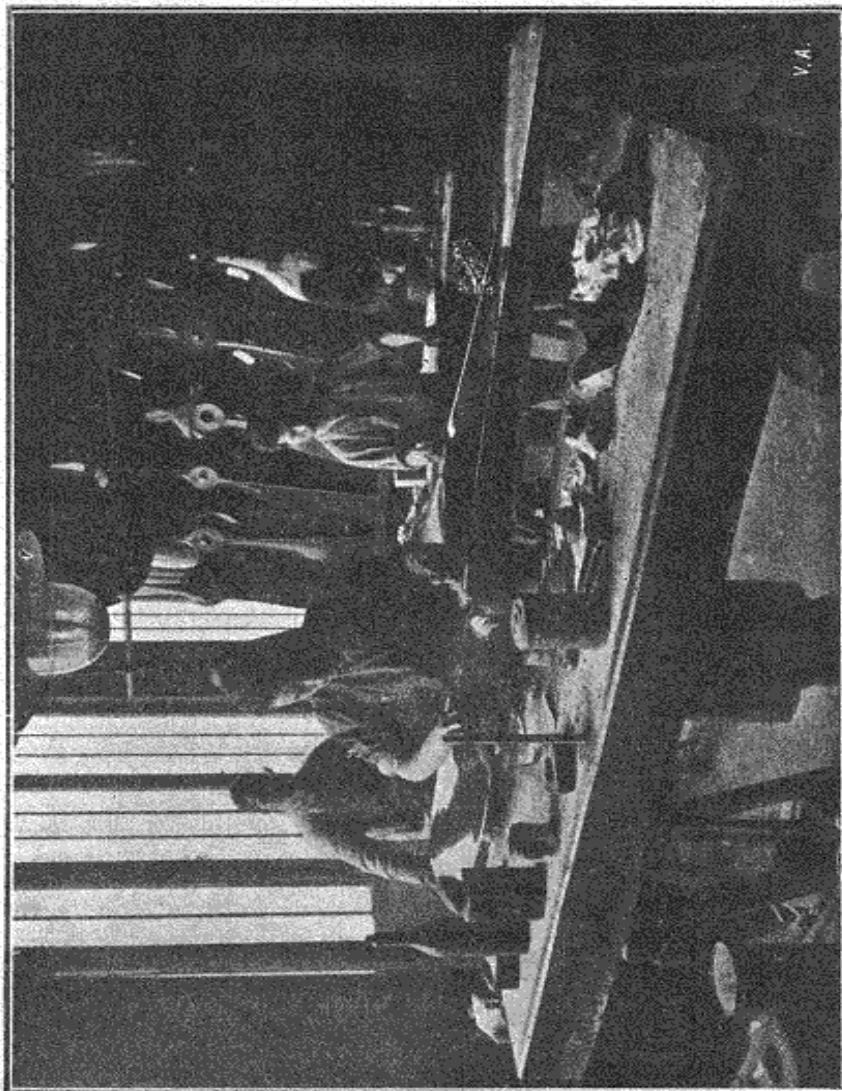


Fig. 74. — Ponçage et vernissage au tampon des hélices « Intégrales ».

des roulements à billes pour les plateaux et les galets d'une manière absolument spéciale afin d'annuler tout jeu, comme dans les roulements à billes ordinaires et

pour rendre le système aussi doux qu'on peut l'imaginer.

On constate donc, grâce à cette machine, les retouches à faire et les points sur lesquels elles doivent porter. Elles sont nécessaires jusqu'à l'obtention, pour l'hélice, d'un équilibre absolument indifférent, quelle que soit sa position sur la machine.

Puis on procède au vernissage au tampon comme nous l'avons indiqué précédemment, en ayant soin au préalable de bien passer toute la surface au papier de verre très fin (*fig. 74*).

111. — Disons maintenant quelques mots de la manière dont les hélices sont attachées sur les arbres commandés par le moteur. Les plateaux sont serrés au moyeu par deux disques en acier réunis par des broches qui traversent le bois. Ce système donne toute satisfaction. Il permet de disposer l'hélice facilement sur l'arbre par l'intermédiaire des deux disques.

Les hélices qui devront être employées sur moteurs rotatifs genre Gnome seront montées directement sur le carter de celui-ci et comporteront un moyeu plat et très fort fait spécialement pour ne pas que trop de fibres du bois y soient coupées; ce moyeu est creusé à la demande et comporte trois rainures étagées. La fixation se fait toujours par des boulons. On munit souvent l'hélice d'un cache-moyeu conique en métal pour faciliter l'écoulement de l'air sur celui-ci.

M. Chauvière est partisan des hélices à quatre branches, qui présentent souvent des avantages au point de vue du rendement; elles permettent de diminuer les angles d'attaque et de réduire la puissance absorbée, malgré que toutefois leur construction soit plus difficile que pour celles à deux branches, et que cela conduise à une certaine augmentation de poids.

En ce qui concerne le poids, remarquons que l'hélice

à quatre branches n'a pas un poids double de l'hélice à deux branches. En effet, la première peut présenter des pales moins larges; de plus, le poids du moyeu n'est pas beaucoup augmenté par rapport au moyeu d'une hélice à deux branches, si bien que l'augmentation de poids n'atteint pas plus de la moitié du poids de celle-ci. C'est assez faible et la diminution de puissance demandée contre-balance largement cette augmentation.

Voici comment M. Chauvière construit les hélices à quatre branches. Les palettes sont disposées de la même façon que précédemment, mais elles présentent au moyeu une entaille permettant de placer d'autres palettes à 90°. Ces palettes forment la deuxième partie de l'hélice. De cette manière, la construction ne présente pas plus de difficultés que celle d'une hélice à deux branches, mais il convient de prendre des précautions spéciales pour être sûr que les quatre branches se trouvent bien à l'angle voulu les unes par rapport aux autres.

112. — On sait quel est le succès, on peut dire quasi universel, des hélices « Intégrales » sur presque tous les aéroplanes et dirigeables, sauf quelques exceptions cependant.

Donnons pour finir quelques chiffres qui donneront une idée de la perfection de ces hélices.

M. Chauvière a pu obtenir des rendements atteignant 70 et 75 % la vitesse périphérique oscillant entre 100 et 200 mètres par seconde, sans vibrations ni déformations élastiques. Pour les petites puissances, ces hélices pèsent environ 1 kilogramme par mètre de diamètre; malgré ce poids réduit, elles donnent des poussées de 50 à 200 kilogrammes et même plus, suivant le pas et la vitesse qu'on leur assigne. L'ancien dirigeable *Clé-*

ment-Bayard était muni d'une Intégrale de 5 mètres de diamètre pesant 90 kilogrammes et dont la vitesse périphérique était de 105 mètres par seconde, l'effort dans les branches atteignait 19.000 kilogrammes, malgré cela la matière ne travaillait qu'au $1/20$ de sa charge de rupture; dans les hélices d'aéroplanes ordinaires, la matière fatigue encore incomparablement moins et des efforts de 5.000 à 6.000 kilogrammes sont le maximum de ce qu'ont à subir les branches d'une hélice. Ces résultats sont extrêmement remarquables, mais combien le réglage et la construction doivent être minutieux et précis, puisque, d'après des essais dynamométriques en marche, on a constaté qu'une variation de 5 % en plus ou moins sur les dimensions d'une hélice suffit pour en faire varier le rendement sur un appareil donné de plus de 60 %. Au contraire, une hélice bien calculée donnera toujours une très forte augmentation de poussée sans fatiguer davantage le moteur. Pour pouvoir faire une hélice répondant rigoureusement aux données, il faut arrêter le diamètre définitif, la fraction de pas, la longueur des ailes, leur épaisseur, les courbures nécessitées par le recul, le pas et le nombre de tours donnant les angles d'entrées optima, les variations du pas de l'entrée à la sortie et du centre à la périphérie, et finalement les courbes à donner aux profils d'entrée et de sortie pour ne pas avoir de vibrations dans les pales, ni de déformations susceptibles de modifier le pas, l'équilibrage, la poussée ou le rendement. On voit que tout cela est fort compliqué; chaque constructeur a d'ailleurs des règles pratiques qui lui sont propres, et les données mêmes du problème lui fournissent, d'après des barèmes, les dimensions principales, ce qui constitue une première approximation dans le tracé et les épures.

113. — Hélice « Normale » de Ratmanoff, licence Drzewiecki. — Cette marque relativement jeune, car elle n'existe que depuis dix-huit mois, est arrivée à se créer sur le marché une situation très enviée. Elle a conquis rapidement sa clientèle par l'excellence de ses produits et surtout par les merveilleux résultats qu'ils donnent. Cela est dû aux soins particuliers apportés dans la fabrication pour une bonne part, mais surtout à la magistrale théorie de M. Drzewiecki sur l'angle d'attaque et sur l'hélice « Normale » que ses méthodes lui permettent de calculer complètement dans chaque cas. Pour cette partie théorique très intéressante, nous renverrons le lecteur à l'ouvrage de l'excellent ingénieur ; quant à la fabrication, nous allons nous étendre un peu à son sujet.

Dans l'hélice « Normale » la fraction de pas est variable tout le long de l'aile ainsi que le pas ; l'angle d'attaque est constant, au contraire, enfin la largeur développée de l'aile est constante ainsi que son épaisseur. Le distum est un peu plus large que le proximum, la forme générale du contour est presque rectangulaire, avec un bord d'entrée presque rectiligne sauf au proximum, le bord de sortie présente une courbure qui va en s'accentuant en devenant proximale ; enfin la ligne des centres de poussée passe par l'axe de rotation et se confond pratiquement avec la fibre neutre ; de cette manière il n'y a pas à craindre de torsions proximales, ni dans tout le corps de l'ailette. La section proximale la plus fatiguée est suffisamment forte pour ne pas craindre d'arrachement par la force centrifuge. Cette hélice est construite en superposés, et entoilée au distum ; mais son tracé est beaucoup plus compliqué que celui de l'Intégrale, car la projection sur un plan parallèle à l'axe est limitée pour les deux bords par deux courbes convergentes au distum ; la courbe pro-

jection du bord d'entrée est presque rectiligne, au contraire celle du bord de sortie a une allure parabolique.

Il y a un peu de fibres coupées au proximum, mais leur masse est extrêmement faible, et n'enlève rien à la solidité de l'hélice.

114. — La matière première employée dans la confection de ces hélices est le noyer d'Auvergne ou noyer de France, dont nous avons indiqué plus haut les précieuses qualités. Ce bois est conservé tout débité, en plateaux de 22 à 30 millimètres d'épaisseur, sous des hangars où il se conserve et où il sèche. Au bout d'un certain temps de vieillissement, les plateaux sont prêts à être utilisés.

On a effectué préalablement au bureau d'études les calculs complets (vérifiés par M. Drzewiecki lui-même, et souvent faits par lui, dans les cas difficiles par exemple), ainsi que les tracés et épures voulus. Notamment on a effectué la répartition des différents plateaux dans l'hélice, comme le représente la figure 75;

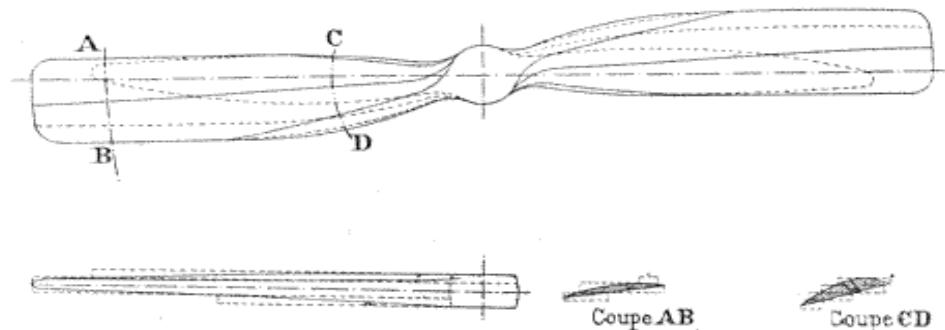


FIG. 75. — Traçage des bois superposés dans une hélice « Normale ».

on a pris soin pendant ce tracé de ménager pour les deux plateaux extrêmes une épaisseur double de celle des plateaux courants, afin d'abord de bien protéger

l'hélice contre les efforts latéraux, et ensuite de permettre aux deux bords d'entrée et de sortie d'aller plus loin vers le distum, et d'être enrobés sous l'entoi-

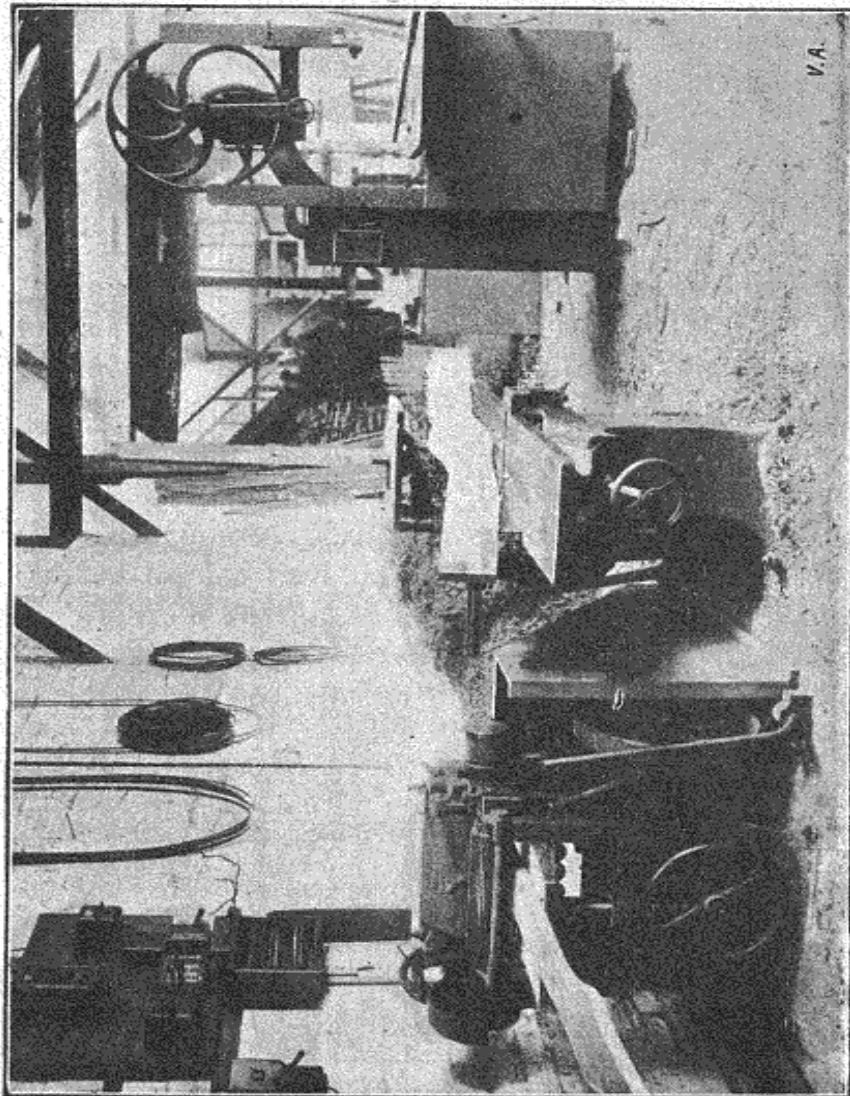


Fig. 76. — Atelier de dégrossissage des hélices « Normales ».

lage, ce qui rend pratiquement l'hélice indéformable.

Ce traçage effectué sur papier calque est reporté sur des bandes de papier plus larges de 30 millimètres que les « sections », qui serviront pour le travail en séries

à débiter les différents plateaux ensemble à la forme voulue pour éviter un gros déchet, tout en permettant au bois de travailler en étant sûr d'y trouver la largeur

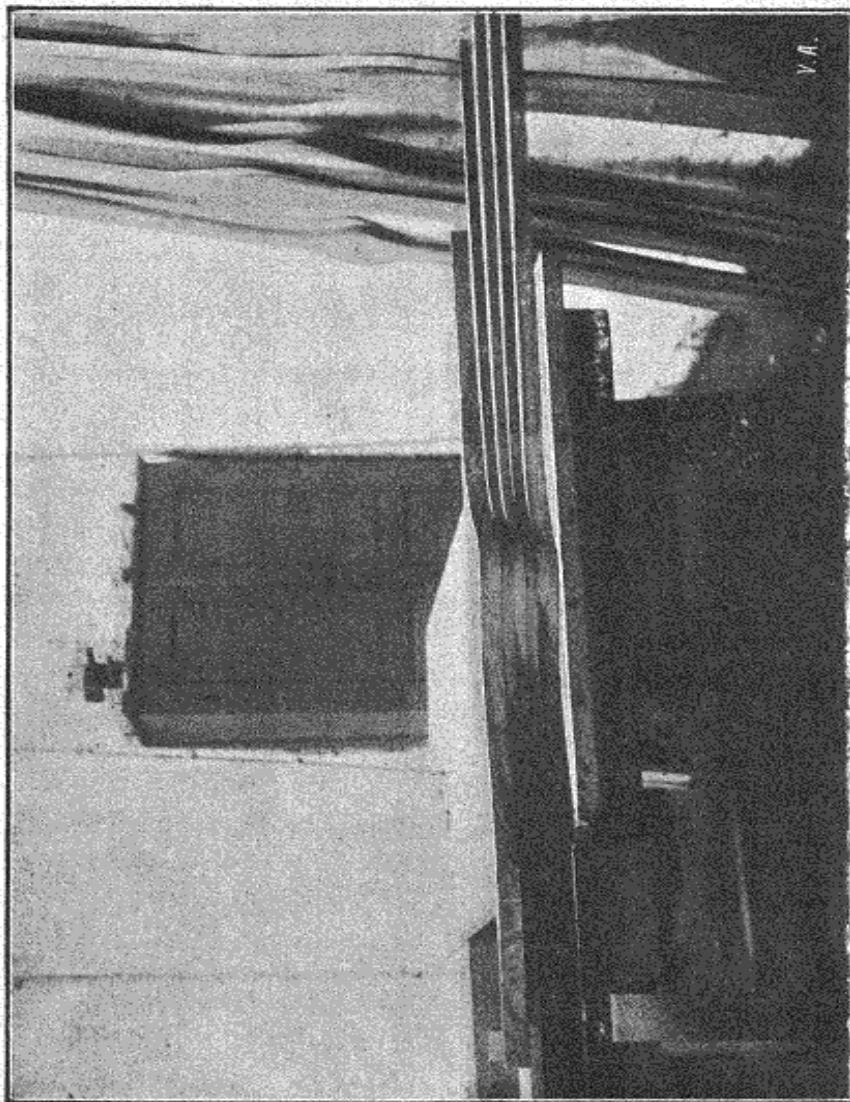


Fig. 77. — Empilage et repérage des sections dans une hélice « Normale ».

voulue. On passe alors à la raboteuse les différentes « sections » et l'on dégauchit tous ces plateaux (*fig. 76*). Si l'on fait de grandes séries de plateaux pour des hélices toutes du même modèle, on reporte le tracé de chaque

section sur une seule face d'un plateau et l'on en empile un certain nombre que l'on découpe au profil voulu toutes à la fois au moyen de la scie à ruban. Comme il ne faut pas enfoncer de clous dans le bois même qui servira à confectionner la future hélice, il faut assembler tous ces plateaux par des clous enfoncés dans de petits bossages latéraux que l'on fait sauter à la fin du travail par passage à la scie ; on a ainsi des plateaux interchangeables.

Les plateaux ainsi rabotés, dégauchis et découpés sont amenés de nouveaux au traçage où l'on reporte sur eux à leur face supérieure l'intersection de l'intrados avec les différents plans extrêmes des sections ; puis on empile toutes les « sections » (fig. 77), en ayant grand soin de vérifier si le contour de chaque plateau coïncide bien dans toute son étendue avec celui de l'intersection tracée sur le plateau inférieur.

115. — On procède ensuite au collage. Avant de se livrer à cette opération, on badigeonne les surfaces à coller avec un produit spécial de couleur violette, que l'on fait sécher avant d'encoller. Ce produit a, paraît-il, la propriété de rendre la colle absolument insensible aux intempéries. Lorsque cet enduit est sec, on prend dans une étuve spéciale des plaques de fer découpées *grossso modo* suivant la forme des différents plateaux, plaques qui ont été chauffées entre 50 et 60° et qui serviront à réchauffer la surface du bois avant l'encollage ; ceci afin de faciliter la pénétration de la colle dans les fibres du bois.

Préalablement on a ruginé légèrement la surface de chaque plateau pour faciliter le collage. On badigeonne de colle, mais légèrement et rapidement pour éviter que celle-ci ne sèche ; on colle les différentes sections deux par deux, puis on les réunit ; cette manière de

faire permettant un travail plus précis et plus rapide que par le collage des différents plateaux les uns après les autres. La colle employée est un mélange de colle

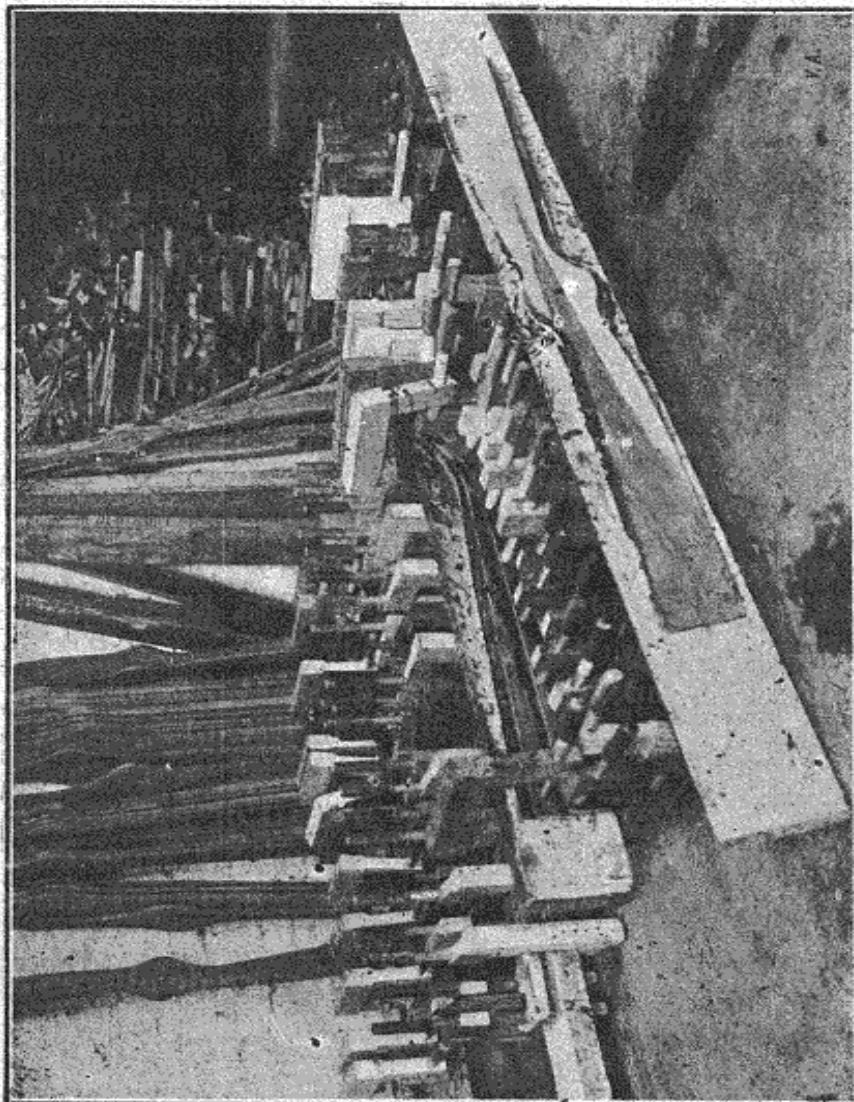


Fig. 78. — Collage des sections des hélices « Normales ».

de Givet et de colle de Lyon par parties égales, mélange que nous avons indiqué précédemment. Toutes les sections réunies les unes aux autres sont placées sur un madrier et serrées à l'aide de presses à vis, très

énergiquement (*fig. 78*). On laisse sécher environ six heures, souvent plus lorsque l'on est moins pressé ; puis on enlève les presses et le madrier : l'hélice a alors grossièrement sa forme.

116. — On doit alors la dégrossir ; cette opération est une des plus délicates de toute la fabrication ; on commence d'abord par affranchir à la scie à ruban le distum et le moyeu en plaçant l'hélice à plat. Puis on la met de côté et l'on s'efforce de faire passer la scie à ruban le long de toutes les intersections, c'est-à-dire de chaque génératrice de la surface hélicoïdale en faisant sauter les angles de différentes sections, afin de rendre le travail plus expéditif. C'est le dégrossissage à la scie. On procède ensuite au dégrossissage à la gouge et au maillet ; les gouges employées sont petites, afin d'éviter la formation de sillons profonds, et pour avoir une surface plus continue (*fig. 79*). Puis on arrive petit à petit à l'aide de la varlope à la forme presque définitive, et alors l'ouvrier enlève la matière avec le plus de circonspection possible. On taille au « wastring » le moyeu et une partie de l'extrados, ainsi que l'intrados qui a un profil rectiligne, et on a ainsi une surface presque continue. Le travail de finissage s'effectue enfin avec des plaquettes d'acier à lame de scie que l'on passe à plat sur l'intrados, et en les cintrant entre les mains pour faire la courbe de l'extrados. L'hélice est ensuite passée au papier de verre de plus en plus fin pour arriver à sa forme à peu près définitive.

On procède ensuite à l'équilibrage (*fig. 80*) sur de simples couteaux ; l'hélice est enfilée sur un axe, et repose par les deux couteaux sur un support double scellé dans le mur ; on équilibre ainsi à un gramme près, ce qui est extrêmement remarquable. On y arrive facilement, car les différences de poids sont en général

très faibles, en enlevant sur une surface assez grande une petite quantité de bois sur la branche la plus lourde.

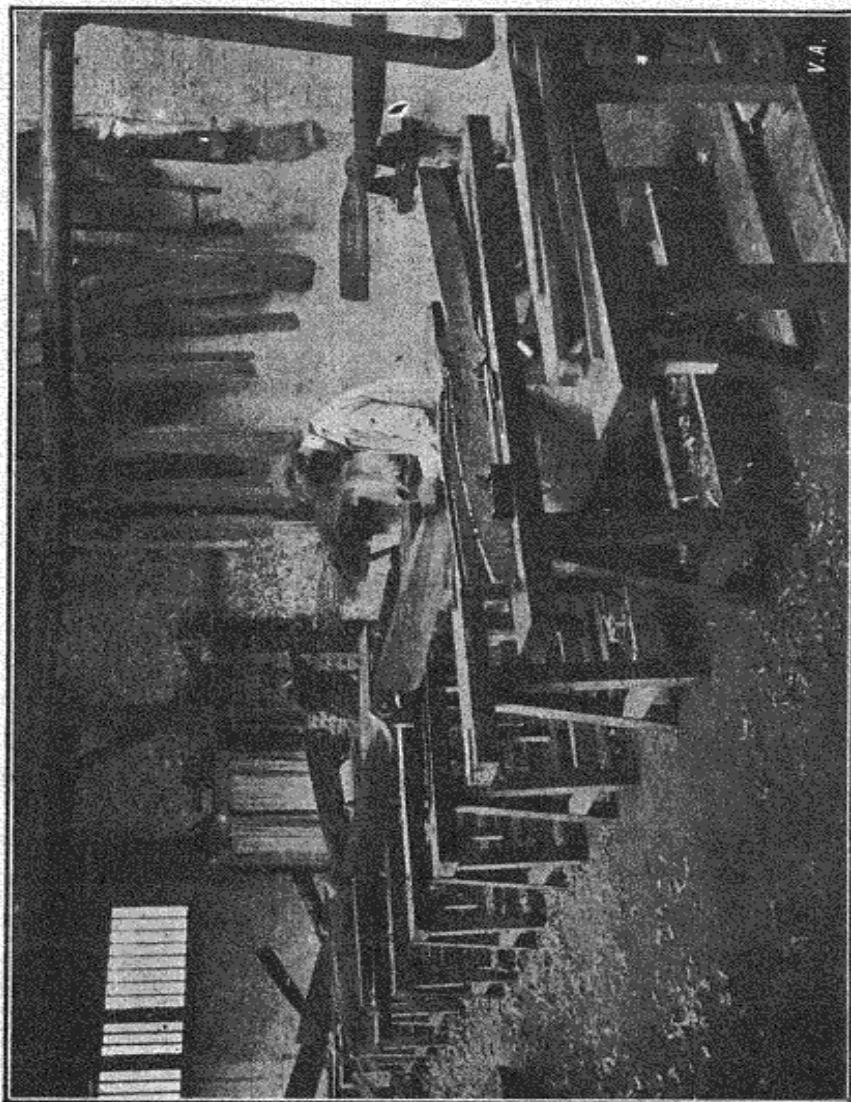


Fig. 79. — Atelier de dégrossissage à la main des hélices « Normales ».

L'hélice équilibrée est prête à être entoilée (*fig. 81*).

Pour ce travail, on creuse très légèrement la surface de l'ailette pour que, l'entoilage fini, celui-ci ne fasse aucune surépaisseur. On commence par encoller l'in-

trados et l'on applique sur lui la toile avec une éponge imbibée d'eau chaude pour permettre à la colle d'imbiber mieux celle-ci. La toile est enroulée en allant du

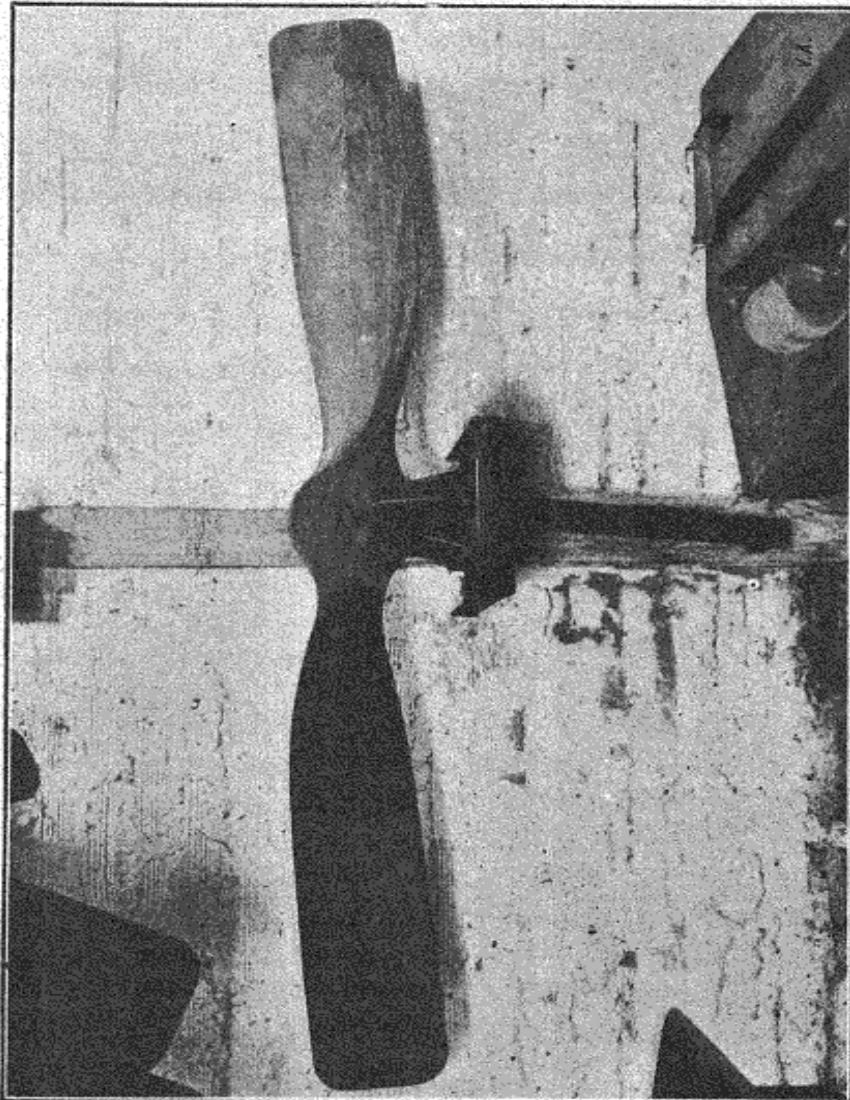


Fig. 80. — Équilibrage d'une hélice « Normale ».

bord de sortie, où on lui laisse une surlongueur de 8 à 10 centimètres, vers le bord d'entrée où elle doit avoir encore une longueur suffisante pour couvrir tout l'extrados en allant jusqu'au bord de sortie ; on la fend

aux angles du proximum et on la rabat pour les recouvrir ainsi que celui-ci. Le travail effectué, l'entoilage ne fait aucune surépaisseur et est extrêmement solide. Il est effectué avec une toile écrue de bonne qualité, à mailles très serrées. On laisse ensuite sécher cinq ou six heures, et l'hélice est ainsi prête à être vernie.

117. — Le vernissage au tampon (*fig. 81*) doit être précédé d'une opération particulière. On passe toute la surface de l'hélice avec un enduit de poudre d'albâtre colorée en rose et délayée dans de l'eau ; cette préparation a pour but de permettre de boucher les trous de la toile et du bois pour faciliter la prise du vernis et lui donner un beau brillant.

Le vernissage au tampon est fait en deux fois : le *remplissage* avec un vernis anglais spécial coloré en rouge avec de la fuchsine acajou par donner à l'hélice finie l'aspect de ce bois ; par cette opération on remplit d'avance les pores du bois et de la toile avec de la laque du vernis. On laisse ensuite sécher cinq ou six heures. Puis on procède au *finissage*, comme nous avons indiqué précédemment, en employant les mêmes soins ; on laisse sécher une heure et demie à deux heures. L'hélice est alors complètement finie et prête à être employée.

Actuellement, M. Ratmanoff expérimente une nouvelle forme de sections à profil creux étudiée spécialement par M. Drzewiecki d'après des expériences faites par lui au laboratoire de M. Eiffel. Le constructeur espère beaucoup de cette nouvelle forme. La figure 82 représente, ainsi que l'on peut s'en rendre compte aisément, les différentes phases de la fabrication des hélices Normales.

M. Ratmanoff fabrique, en plus de ses hélices « Normales », colorées en rouge et entoilées, les hélices

« Françaises » colorées en vert et non entoilées, pour les écoles d'aviation où l'on « casse du bois ». Ce fabricant compte environ six jours pour fabriquer complètement

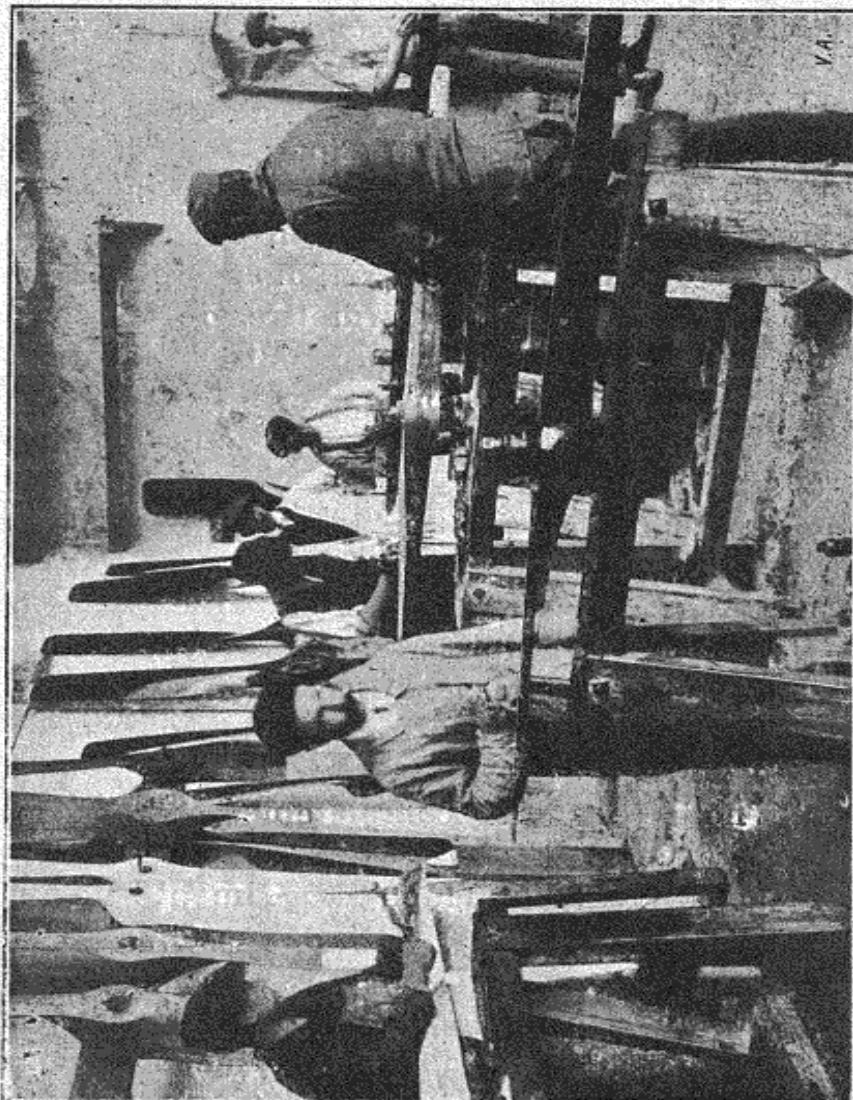


FIG. 81. — Entoilage et vernissage au tampon des hélices « Normales ».

une hélice, sans hâte préjudiciable à sa bonne construction, et actuellement il en fabrique six par jour ; ses ateliers en agrandissement seront bientôt trop petits, cela prouve la vitalité de son industrie. On trouve

ses hélices sur les monoplans Antoinette et de Pishoff

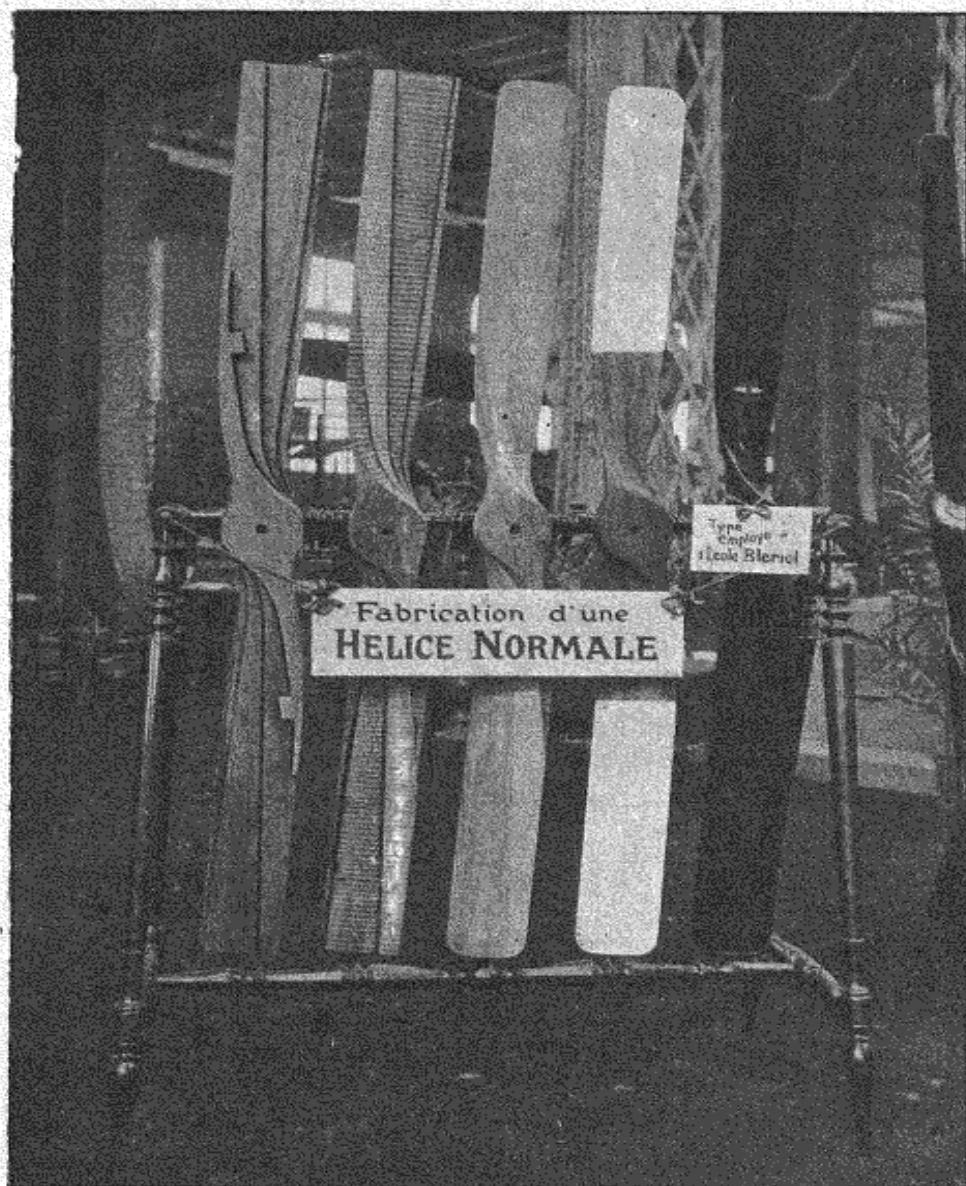


FIG. 82. — Fabrication d'une hélice « Normale ».

exclusivement, ainsi que sur le biplan Paulhan et sur presque tous les aéroplanes des écoles d'aviation Blériot.

Enfin, pour terminer, disons que, chose extrêmement remarquable, les hélices « Normales » ont toujours donné identiquement les rendements et les poussées calculés *a priori* par M. Drzewiecki ; ceci est une preuve irréfutable de la très haute valeur de la méthode de calcul imaginée par ce savant ingénieur.

118. — Autres hélices. — Voici quelques renseignements hâtifs, pour finir, sur quelques-unes des principales autres hélices.

L'hélice « L. E » de Lioré est formée de deux ou plusieurs plateaux superposés, collés ou chevillés. Les bois employés sont, suivant les cas, le noyer, l'acajou ou des bois exotiques de grande résistance et de faible densité. Les procédés d'équilibrage, de vernissage et d'entoilage n'ont, scientifiquement parlant, rien de spécial et ne le cèdent en rien à ceux des autres constructeurs. M. Lioré construit également l'hélice à pas réglable, à pales séparées serties dans des manchons coniques en bronze qui peuvent tourner dans un moyeu biconique en acier. Ces hélices sont toujours entoilées, et ce avec des soins spéciaux ; à 1.200 tours, vitesse de régime normale des moteurs d'aviation, la poussée par cheval varie de 4 à 5 kilogrammes ; elle augmente d'autant plus que l'hélice est calculée pour une allure plus lente jusqu'à atteindre 6 et 7 kilogrammes pour une vitesse de 500 tours. Revenant au dispositif à pas réglable, nous dirons qu'il a fait ses preuves à des vitesses de 170 mètres à la seconde ; c'est dire qu'il offre toute garantie. La sécurité est même, aux dires du constructeur, plus grande qu'avec les hélices ordinaires, où les fibres du bois sont littéralement coupées par l'alésage du moyeu, où les boulons de fixation placés perpendiculairement au plan de rotation de l'hélice donnent au bout d'une heure de

marche une ovalisation des trous qui a été remarquée par nombre d'aviateurs, et qui provoque des vibrations dangereuses. Un avantage important de ce mode de fixation réside en ce fait qu'il est possible de remplacer une pale cassée tout en conservant celle qui est restée intacte. Cet avantage devient considérable lorsqu'il s'agit d'une hélice de dirigeable de grand diamètre. Il est d'ailleurs impossible de trouver dans des bois de 5 ou 6 mètres de longueur toutes les qualités qui sont indispensables pour une construction soignée : homogénéité, fibres bien de fil, bois nets de tous défauts. C'est donc là un dispositif nouveau fort intéressant et pratique.

119: — Hélice « Progressive » de Passerat et Radiquet. — Les hélices « Progressives » sont à deux branches symétriques par rapport à l'axe et sont formées de plusieurs feuillets de bois collés à plat, de manière à ce que les fibres soient toujours dirigées dans le sens de l'effort de traction maximum. Lorsque l'hélice est taillée et soigneusement vérifiée et équilibrée, elle subit un traitement chimique qui rend la colle insoluble, elle est ensuite poncée et vernie et devient insensible à toute influence hygrométrique.

Hélice « Rationnelle » de Pelliat. — C'est aussi une hélice à deux branches construite en noyers « superposés » préparés d'une manière particulière avant le collage, celui-ci n'ayant rien de spécial.

Le dégrossissage et la mise aux gabarits sont faits par des ouvriers spécialistes rompus à ce travail. L'équilibrage est fait d'une manière précise sur une machine spéciale très sensible. Un entoilage et un laquage bien compris mettent l'hélice à l'abri des intempéries. Ces hélices sont solides par leur construction et la disposition judicieuse des fibres du bois

employé, elles peuvent tourner, lorsque cela est nécessaire, à 200 mètres et plus de vitesse linéaire sans danger d'éclatement, sans aucune vibration ni déformation, grâce à un décalage des pales convenablement étudié.

Hélice « Perfecta » de L. George. — C'est également une hélice construite en « superposés ». Le bois employé est le noyer et les fibres sont disposées de manière à être contrariées, de sorte que l'hélice ne peut travailler à l'humidité. Elle est quelquefois entoilée, et vernie soigneusement au tampon.

Hélice « Tellier ». — Depuis quinze ans cette maison étudie théoriquement et pratiquement la question des hélices marines et elle possède une série de modèles très importante. Ceci lui a beaucoup servi lorsqu'elle a touché aux hélices aériennes, comme d'ailleurs son expérience des constructions navales lui a servi pour les aéroplanes.

Les hélices Tellier sont construites en noyer d'Europe collé et chevillé, elles sont souples, mais, malgré leur peu d'épaisseur, n'ont jamais causé d'accidents. On se rappelle les excellents résultats du monoplan Tellier actionné par un moteur Panhard de 35 HP et une hélice Tellier; elle avait son pas maximum au milieu du rayon, décroissant en deçà et au delà.

Hélice « Rapid » de Montet. — Hélice construite également en « superposés », soit en noyer, soit en acajou très fortement entoilé par un tissu très solide. Le vernissage est une sorte de laquage très dur formant comme une carapace à la surface du bois, en protégeant l'hélice contre les chocs.

Hélice « Levasseur ». — Comme les précédents, elle est faite en superposés, en noyer d'Europe très vieux, chevillé et encollé par un procédé spécial. Les grandes hélices sont seules entoilées et seulement dans certains cas.

Hélice « Maxima » de Baudot et Paz. — Hélice construite en superposés, en noyer, rarement entoilé. Profil spécial.

Hélice « Deperdussin ». — Hélice à pales étroites, à deux, ou quatre, ou six branches, ou à deux branches tournant en sens inverses.

Hélice « Kapferer ». — Construite en feuillets superposés, encollage et vernissage spéciaux.

Hélice « Monobloc » de Gentil et Petit-Conchis. — Hélice construite en monobloc, la seule pour ainsi dire. Tracé spécial avec pas variable.

Hélice « Perfect » de Fougeron. — En monobloc le plus souvent.

Hélice « Dargent », de Letord et Niepce. — Superposés, noyer verni.

QUATRIÈME PARTIE

ESSAIS

CHAPITRE I

120. — **Recul en plein vol.** — Les essais à effectuer sur une hélice construite et dont on connaît les caractéristiques de construction peuvent être faits de différentes manières : 1^e au point fixe ; 2^e par la méthode du tunnel ; 3^e sur l'aéroplane lui-même en mouvement. Si l'on connaît les caractéristiques de fonctionnement de l'hélice telles que le recul prévu λ pour l'aéroplane sur lequel elle doit être montée, on conçoit que les essais seront d'autant plus intéressants si on les effectue dans les conditions mêmes qui ont présidé à l'établissement de l'hélice ; d'où l'intérêt primordial des essais par la méthode du tunnel et surtout sur l'aéroplane en marche.

Le recul est donc la principale caractéristique des conditions de fonctionnement d'une hélice ; il est déterminé par l'appropriation de l'hélice à l'aéroplane, et dépend en plus des qualités sustentatrices mêmes de celui-ci.

Dans le tableau ci-dessous, nous avons calculé, d'après les chiffres fournis comme résultats de la dernière grande Semaine de Reims, le recul correspondant à différents aéroplanes :

	MONOPLANS				BIPLANS		
	ANTOINETTE	BLÉRIOT	HANRIOT	NIEUPORT	BLÉGÜRT	FARMAN	WRIGHT
Hélice.....	Métall.	Intégr.	Intégr.	Intégr.	Intégr.	Intégr.	2 héls. Wright
Puissance du moteur.....	50 HP	50 HP	25 HP	25 HP	50 HP	50 HP	25 HP
Vitesse en kilomètres à l'heure.....	76,55	90	70	70	80	70	68
Vitesse de rotation en tours par minutes.....	1.200	1.200	1.200	1.200	1.200	1.200	450
Valeur de φ	0,170	0,200	0,155	0,155	0,170	0,154	0,204
Diamètre.....	2,20	2,60	2,35	2,40	2,50	2,50	2,50
Pas moyen p_m	1,30	1,50	1,45	1,50	1,50	1,30	1,80
Avance par tour : p	1,06	1,25	0,97	0,97	1,07	0,97	1,26
Recul : $\lambda = 1 - \frac{p}{p_0}$	0,18	0,16	0,15	0,16	0,29	0,26	0,30

On remarquera de suite, dans ce tableau, combien le recul des biplans est considérable en regard de celui des monoplans ; à ce sujet le monoplan Hanriot présente un recul très faible, ainsi que d'ailleurs le Blériot et le Nieuport; ceci prouve combien la finesse des formes d'un aéroplane a de l'influence sur la bonne utilisation de son hélice. Il est certain que d'ici peu ces chiffres seront encore beaucoup améliorés ; mais nous savons que l'on ne peut avoir : $\lambda_{moyen} = 0$, car nous avons vu que l'on peut dire : « Pas de recul, pas de poussée » ; le recul doit être le plus réduit possible, mais il est cependant indispensable pour avoir une poussée utile, il y a donc un recul optimum dont la valeur est donnée par la pratique.

En somme, suivant la résistance propre de l'aéroplane, on aura en moyenne $\lambda = 0,29$ pour les biplans actuels, et $\lambda = 0,16$ pour les monoplans. Ces chiffres semblent les plus favorables.

121. — Essais au point fixe. — L'essai au point fixe fait travailler l'hélice absolument comme un ven-

tilateur, le travail fourni est employé à donner une poussée et à refouler une colonne d'air; le recul est alors maximum et égal à l'unité, le rendement effectif est nul, car la vitesse d'avancement est nulle. L'angle d'attaque est voisin de l'angle d'inclinaison pour chacune des sections, car l'entrée des filets d'air se fait à peu près dans le plan de l'hélice; celle-ci trouvera ainsi un appui plus énergique sur l'air, et par suite la poussée au point fixe sera toujours plus grande qu'en marche, mais la puissance absorbée sera aussi plus grande; dans quelle proportion? nous n'en savons rien *a priori*. Ce qui montre bien que les essais au point fixe ne peuvent donner de résultats pratiques bien précis.

Certains constructeurs procèdent de la manière suivante pour obtenir le rendement au point fixe: ils mesurent la poussée P , obtenue et la vitesse moyenne v'_m de la colonne d'air, refoulée le plus près possible du centre de l'hélice; connaissant la puissance Φ absorbée

par l'hélice, ils écrivent que le rendement est :

$$\eta = \frac{P_1 v'_m}{75 \times \Phi}.$$

Cette manière de faire est erronée, elle est entachée d'erreur du fait que l'angle d'attaque n'a pas la valeur prévue dans le calcul de l'hélice, valeur optimale.

D'une manière générale les appareils dérivent tous plus ou moins de la balance dynamométrique du colonel Ch. Renard, représentée figure 83, elle se compose d'une dynamo M , actionnant l'hélice H , l'ensemble est fixé sur un léger bâti B , sus-

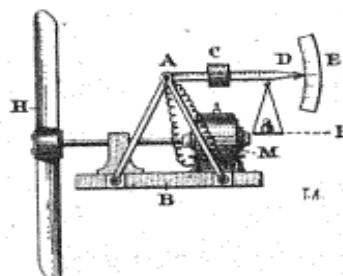


FIG. 83. — Balance dynamométrique Ch. Renard.

A, axe de suspension. — B, bâti du support. — C, contrepoids. — D, aiguille. — E, graduation. — H, hélice. — M, moteur. — P, plateau.

pendu à un plateau P .

pendu à un axe A perpendiculaire à l'axe de l'hélice que l'on suppose horizontal ; le courant arrive par cet axe aux deux bornes du moteur. En manœuvrant un contre-poids C on amène préalablement l'aiguille D en regard du zéro d'un cadran fixe E. Si on lance le courant, la poussée de l'hélice déplace tout l'ensemble vers la droite, l'aiguille se dirige vers le haut de la graduation ; en plaçant des poids dans le plateau P on la ramène au zéro. Il y a alors équilibre entre le moment de la poussée par rapport à l'axe de suspension et celui du poids p placé dans le plateau :

$$P_1 \times a = p \times b,$$

d'où la poussée P_1 . Celle-ci est en somme mesurée directement, la sensibilité de la mesure ne dépendant pas des frottements de suspension de l'appareil ; cet appareil est donc bien une balance dynamométrique. Pour obtenir le travail fourni sur l'arbre on peut opérer électriquement si l'on connaît la caractéristique de fonctionnement du moteur électrique ; plus simplement on mesure le couple moteur. On suspend le même appareil à un axe parallèle cette fois à l'axe de l'hélice et placé au-dessus, on a une déviation que l'on ramène à zéro par des poids dont le moment donne la réaction du couple moteur. On compte les tours par un compteur que l'on déclanche pendant un temps déterminé, cent secondes par exemple ; préférablement on peut employer par exemple l'indicateur de vitesse Chauvin et Arnoux.

Le professeur Langley employait l'appareil représenté figure 84. Le moteur électrique M entraîne l'hélice à essayer par l'intermédiaire d'un tambour B relié au tambour A par un ressort spiral, ces deux tambours coulissent l'un sur l'autre et leurs déplacements relatifs sont réglés par un curseur engagé dans une

rainure hélicoïdale ; l'aiguille I est solidaire des mouvements longitudinaux du tambour A qui proviennent de la réaction du couple moteur. L'arbre est coupé dans un cylindre dont les deux moitiés sont séparées par un ressort, qui transmet les efforts de poussée à l'aiguille K. L'aiguille J est commandée par un électro-aimant E en contact avec un pendule

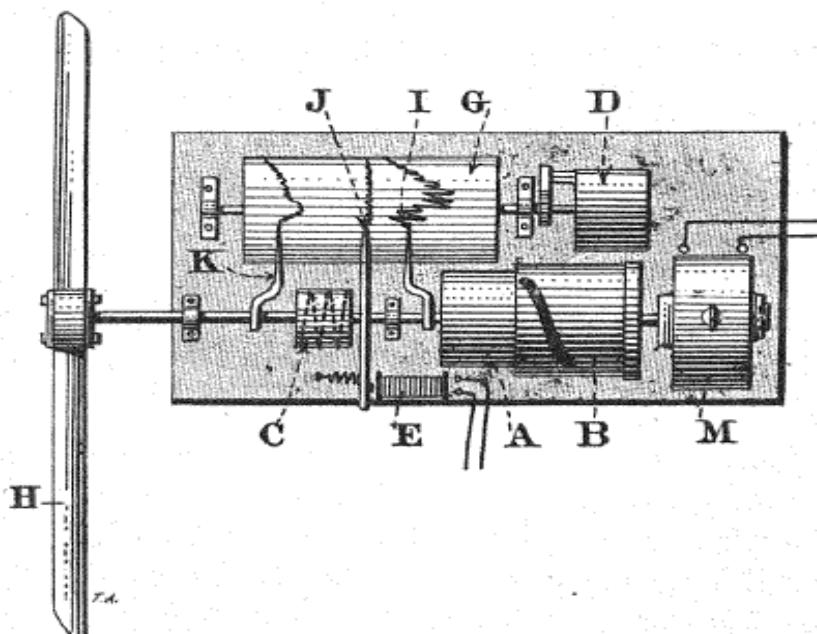


FIG. 84. — Appareil dynamométrique de Langley.

A, tambour de commande. — B, tambour principal. — C, ressort en spirale. — D, mouvement d'horlogerie. — E, électro-aimant. — G, cylindre d'enregistrement. — I, aiguille enregistrant le couple moteur. — J, aiguille enregistrant le temps. — K, aiguille enregistrant la poussée.

battant la seconde. Les déplacements de ces trois aiguilles sont enregistrés sur un cylindre G mû par un mouvement d'horlogerie D. Tout cet appareil fut monté sur un manège de 18^m,30 de diamètre. Cet ensemble était bien compliqué mais avait l'avantage de faire travailler l'hélice comme sur une sorte d'appareil aérien en mouvement; les observations faites purent donc donner quelques résultats intéressants.

Le professeur Wellner, de Brunn, avait imaginé deux appareils (*fig. 85 et 86*) permettant de mesurer la poussée verticale et horizontale de deux hélices à axes vertical et horizontal. Le premier portait simplement un moteur *M* entraînant directement l'hélice à essayer *H*; la poussée était

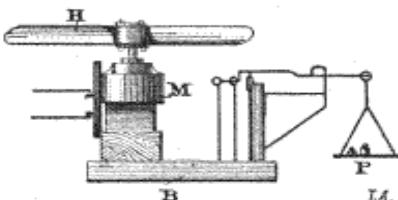


FIG. 85. — Appareil vertical de Wellner.

B, bascule de Quintenz. — *M*, moteur électrique. — *H*, hélice à essayer. — *P*, plateau.

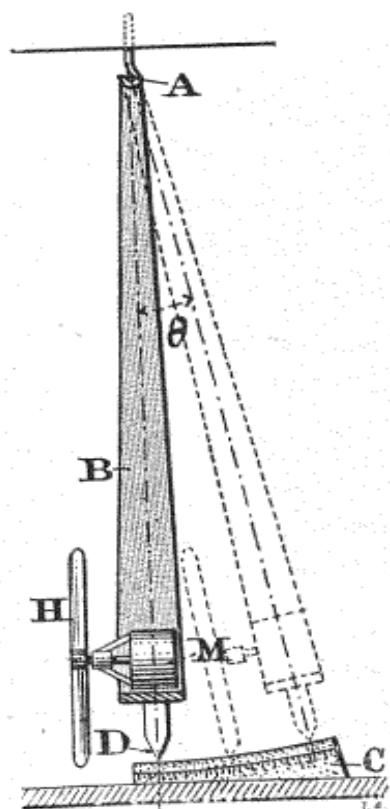


FIG. 86. — Appareil horizontal de Wellner.

A, axe de suspension. — *B*, levier du pendule. — *C*, graduation. — *D*, aiguille. — *H*, hélice à essayer. — *M*, moteur électrique.

mesurée par une bascule de Quintenz *B*. L'appareil horizontal, sorte de grand pendule *B* suspendu à un axe *A*, portait le moteur *M* et son hélice; une aiguille *D* se déplaçait devant une graduation *C*; au repos l'aiguille était sur la verticale du point *A* et au zéro de la graduation; l'hélice en mouvement on mesurait la déviation *θ*. Un calcul très simple permettait d'obtenir la poussée en fonction de *θ* et des constantes de l'appareil.

122. — L'appareil d'essais du Conservatoire des Arts et Métiers, représenté figure 87, ressemble beaucoup comme principe à la balance dynamométrique de Renard. Il est composé d'un moteur électrique qui peut développer de

15 à 20 chevaux à 1.000 tours par minute, et près de 30 chevaux à 1.200. Ce moteur est attaché par des câbles d'acier à une poutre reposant sur des couteaux, de sorte que cette machine oscille autour de son axe comme la balance Renard. Le bâti porte une division devant laquelle se trouve une aiguille fixe qui

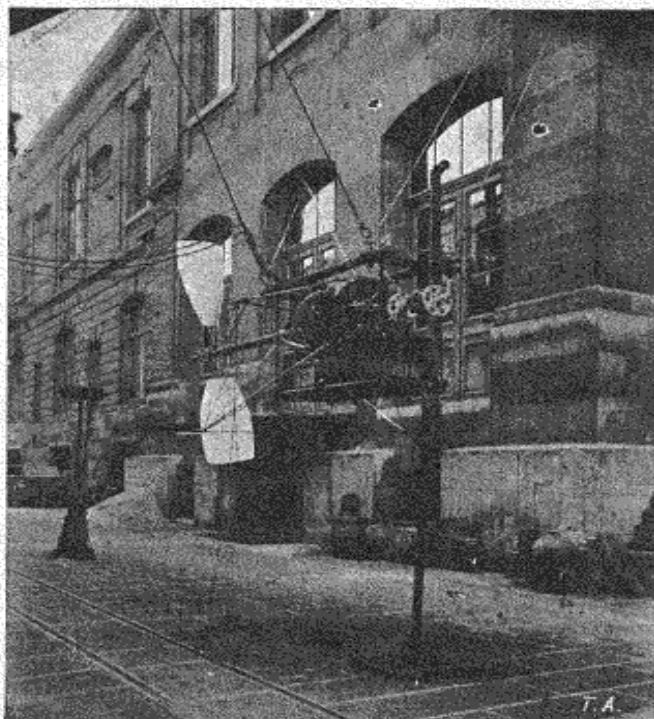


FIG. 87. — Montage de l'hélice aérienne pour l'essai.

indique donc les déplacements relatifs de l'ensemble, au repos l'aiguille coïncide avec le zéro de la graduation. On peut directement mesurer le couple moteur grâce à la réaction supportée par les inducteurs que l'on a rendus mobiles, et qui peuvent être ramenés au zéro par un contrepoids se déplaçant sur une tige filetée et des poids placés dans un plateau. Un compte-tours sert à mesurer la vitesse de rotation. La poussée est mesurée à l'extrémité de l'arbre porte-hélice par un

ruban d'acier passant sur une poulie et portant à son extrémité un plateau que l'on charge de poids correspondants à la poussée. L'arbre porte-hélice est emmanché dans un tube portant deux coussinets faisant corps avec les inducteurs oscillants, on a bien ainsi la puissance véritable dépensée sur l'hélice.

Les essais s'effectuent de la manière suivante : l'hélice étant bien serrée sur son axe, on vérifie tout l'instrument, et on équilibre longitudinalement l'appareil en amenant l'ensemble à avoir le zéro devant le repère fixe ; on fait ensuite l'équilibrage transversalement en déplaçant le contrepoids sur sa tige filetée. On charge alors le plateau de la poussée avec un poids donné, 40 kilogrammes par exemple, et on fait tourner le moteur en le réglant à l'aide de rhéostats pour amener le zéro de la graduation longitudinale devant le repère fixe. On équilibre ensuite avec des poids l'entraînement des inducteurs jusqu'au zéro de la graduation. On fait alors les mesures, on note ensuite la poussée par les poids mis au début dans le plateau correspondant ; on a le couple moteur par le nombre de kilogrammes placés dans le plateau des inducteurs ; enfin le nombre de tours se lit directement sur un compteur magnétique. Puis on recommence pour une autre poussée par le même procédé.

Nous donnerons plus loin des résultats d'essais obtenus par cette méthode.

123. — A notre avis, la méthode d'essais au point fixe est peu fertile en documents techniques ayant un véritable intérêt pratique, on connaît ainsi une série de caractéristiques relevées dans des conditions bien plus favorables que celles existant sur l'aéroplane en mouvement ; ce qui ne fournit pas de données bien certaines pour l'application à un aéroplane donné.

Voici d'ailleurs, d'après M. Drzewiecki, ce que dit M. Ratmanoff à ce sujet : 1° au point de vue théorique :

« Il est impossible de tirer d'essais faits au point fixe aucune conclusion pour le régime de l'hélice en marche, l'hélice se comportant dans les deux cas d'une façon totalement différente. Un exemple le fera comprendre.

« Supposons une hélice idéale de 5 mètres de rayon, montée sur un axe vertical. Sur l'un des bras de cette hélice, fixons cinq petits plans d'aéroplanes identiques, disposés de façon que le premier se trouve à 1 mètre de l'axe de rotation, le deuxième à 2 mètres, etc., jusqu'au cinquième qui se trouvera à 5 mètres de l'axe.

« Admettons que pendant une révolution horizontale de ce système, l'axe s'en élève en même temps d'une quantité que nous supposerons, pour simplifier le calcul, égale à 6^m,28 (en l'espèce, 2π mètres). Que se passera-t-il ?

« Le plan 1 effectuera un trajet hélicoïdal de 1 mètre de rayon et de 6^m,28 de hauteur. La rampe qu'il montera sera donc de 45°, soit 1/1.

« Le plan 2 remontera une rampe de 1/2 ; le plan 3, de 1/3 ; le plan 4, de 1/4, et le plan 5, de 1/5.

« Cherchons quel devra être pour les cinq plans le rapport du maximum de sustentation avec le minimum de travail du manège. Ce rapport réside dans un certain angle d'incidence dit : *incidence optima*.

« D'après les récentes recherches de sommités en la matière, cet angle est sensiblement égal à 2°. Il est d'ailleurs entendu que ce chiffre est théorique, cet angle variant naturellement avec les circonstances ambiantes. Mais admettons-le pour un instant. Il faudra donc que nos cinq plans d'aéroplanes fassent avec leur trajectoire respective cet angle de 2°. Donc, le plan

1 fera avec l'horizon l'angle total de $45^\circ + 2^\circ = 47^\circ$. De même, le plan 2 sera incliné sur l'horizon de $26^\circ 1/2 + 2^\circ = 28^\circ 1/2$; le plan 3, de $22^\circ 1/2$; le plan 4, de 16° , et le plan 5, de 13° .

« L'*incidence optima* se trouvera donc ainsi réalisée par l'ensemble des cinq plans. L'*incidence optima* étant d'ailleurs le principe de la construction d'une hélice, identifions le système des cinq plans d'aéroplanes et du bras horizontal avec ce bras même. La grande hélice horizontale travaillera donc dans l'*incidence optima*.

« Examinons maintenant comment se comportera le même système au point fixe :

« Les bras de l'hélice tourneront dans le même plan horizontal de rotation, tandis que les cinq plans d'aéroplanes formeront constamment avec l'horizon l'angle calculé ci-dessus qui sera respectivement pour chacun d'eux : 47° ; $28^\circ 1/2$; $22^\circ 1/2$; 16° , et pour le plan 5 de 13° .

« On voit que ces incidences sont loin d'être les *incidences optima* sous lesquelles les plans attaquaient l'air lors de l'expérience précédente. Il paraît donc impossible de déduire des essais de la seconde expérience aucune conclusion ou élément applicables au problème du fonctionnement du système dans la première. »

2^e Au point de vue pratique :

« Ajoutons que l'hélice au point fixe tend à créer un appel d'air continu qui finit par créer l'adduction d'une colonne d'air qui vient au-devant de l'appareil. L'air est par conséquent en quelque sorte décomprimé (action inverse de celle du ventilateur d'aération qui pousse en avant cette colonne d'air). D'où diminution de travail.

« L'hélice en marche, au contraire, comprime l'air derrière elle, ce qui déterminera le point d'appui pour la marche en avant et la sustentation. Elle rencontre

devant elle des couches vierges, non encore en mouvement (nous supposons l'air en équilibre théorique et au repos absolu). D'où augmentation notable de travail.

« Enfin l'essai au point fixe ne saurait donner aucune idée de l'action du vent soit latérale, soit oblique, soit verticale, ou *contraire* surtout ou adjuvant qui fait varier à toute minute comme un frein sur une aile le régime du moteur et le rendement de l'hélice.

« L'essai au point fixe ne donnera aucune idée des changements d'incidence par suite de manœuvre du gouvernail de profondeur, de direction, ou des équilibrEURS, toutes choses qui intervenant dans la réalité à tout instant, modifient essentiellement le régime du rendement et du travail. »

Il est d'ailleurs un fait certain, c'est que ces essais sont de moins en moins demandés par les constructeurs et leurs clients au Conservatoire des Arts et Métiers. Nous considérerons, malgré les différentes théories, toutes incertaines d'ailleurs, publiées à ce sujet, les essais au point fixe comme dénués d'intérêt scientifique.

124. — Dans le fonctionnement d'une hélice au point fixe (*fig. 88*), il y a en avant une violente dépression et par suite une grande vitesse d'entrée d'air ; celle-ci ne pouvant s'éteindre instantanément par le passage des filets d'air au travers de l'hélice, devra subsister en arrière de l'hélice dans le cône de refoulement. Pour qu'elle existe et se maintienne, tout en s'éteignant quand on s'éloigne de l'hélice, il faut que le faisceau des filets d'air soit en mouvement de rotation avec un appel périphérique. Donc tout le faisceau des filets d'air a pour enveloppe une surface dont le contour est une sorte de champignon dont les deux bords d'entrée sont presque parallèles au plan de l'hé-

lice, tandis que ceux de sortie forment un cône. Toute cette masse fluide est animée d'un fort mouvement tourbillonnaire, de telle sorte que la trajectoire d'une molécule est la suivante, l'appel se fait d'une façon quelconque, la molécule entrant suivant un rayon ρ de l'axe, en sort à une distance ρ' plus petite à cause de la dépression, puis elle se déplace avec un mouvement en spirale allongée dû à son inertie. Il y a de plus au

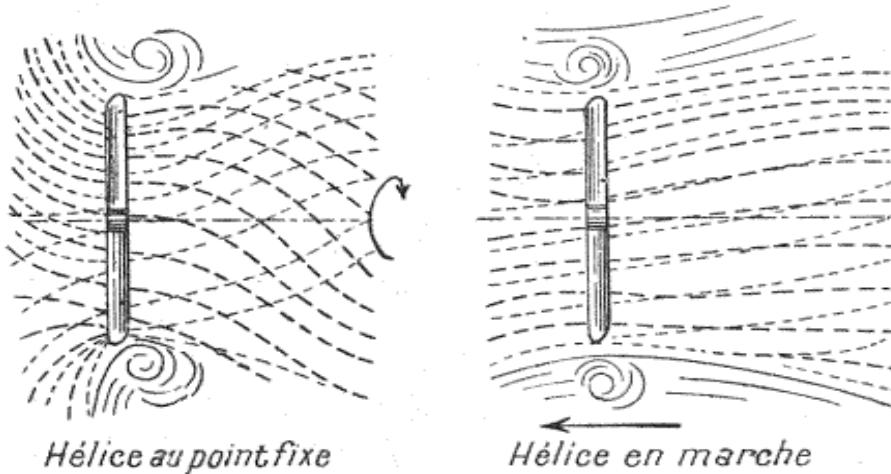


FIG. 88.

droit du plan de l'hélice de très forts tourbillons marginaux.

Dans le fonctionnement d'une hélice en marche (fig. 88) la tête du champignon n'existe plus, l'air s'écoule au travers de l'hélice en se contractant suivant une forme qui rappelle beaucoup celle d'un hyperbololoïde très aplati. Les molécules entrent d'une manière sensiblement identique à celle résultant de la composition des vitesses d'avancement et de rotation, elles sortent suivant le même rayon (ceci est pratiquement exact étant donné le peu de contraction de la veine fluide); le mouvement tourbillonnaire est très peu accusé étant donné qu'il résulte de la composition de la

vitesse dirigée en forme de spirale allongée, due au point fixe, et de la vitesse d'avancement propre. Les remous marginaux sont extrêmement faibles. On peut en somme délimiter autour de l'hélice un profil ayant à peu près la forme indiquée sur la figure 88, mais un peu plus large, ce contour étant la limite entre les pressions inférieures à la pression atmosphérique et les pressions normales. On obtient aussi une zone de contraction au droit du plan de l'hélice qui correspond, si l'on veut, à l'écoulement dans un orifice ouvert de telle sorte que celui-ci s'y fasse suivant la même loi. L'hélice se comporte comme un orifice ouvert et ayant un certain profil.

Si on prenait une hélice de petit diamètre, mais ayant un très grand nombre de pales très étroites, on pourrait assimiler celle-ci à un orifice ouvert en mince paroi dans lequel l'air s'écoulerait à gueule bée avec un coefficient de contraction assez faible (voir *fig. 88*). En étudiant le fonctionnement dans ces conditions, on arrive à la conception des propulseurs dérivés de la turbine, comme ceux de M. Canovetti et ceux de M. Coanda. Ce sont là peut-être les futurs héritiers de l'hélice, destinés eux-mêmes à être remplacés, probablement, par les propulseurs à réaction.

125. — Méthode du tunnel. — La *méthode du tunnel* permet d'opérer dans des conditions presque identiques à celles de l'utilisation de l'hélice sur l'aéroplane, tout en permettant d'effectuer des mesures très précises et très faciles. L'hélice est plongée dans un courant d'air artificiel dont la vitesse est égale à celle prévue pour l'aéroplane, on fait donc travailler celle-ci avec le recul pour lequel elle a été étudiée, et l'angle d'attaque a bien la valeur prévue. La poussée se mesure par un quelconque des appareils décrits

ci-dessus ; le rendement se calcule très aisément par la formule :

$$\eta = \frac{P_1 v''}{75 \times \varPhi},$$

v'' étant la vitesse du courant d'air, que l'on mesure très facilement. Dans ce cas on aura toujours $v = v''$. On voit que ce rendement sera nul si $P_1 = 0$ et si $v'' = 0$. Si $v'' = 0$, on aura la marche au point fixe avec les mêmes inconvénients que nous avons signalés plus haut ; si $P_1 = 0$, c'est que l'angle d'attaque est nul, et dans ce cas il y aura barbotage. Il existera en tout cas entre ces deux valeurs extrêmes du rendement, nulles toutes deux, une valeur maxima correspondante à v'' . On procédera donc de la manière suivante : on fera tourner l'hélice dans le tunnel parcouru par un courant d'air dont on pourra faire croître la vitesse de 0 à v_0 ; on calculera très facilement pour chacune de ces vitesses le rendement η en mesurant P , v'' et \varPhi et on construira la courbe représentative ; on déterminera enfin la vitesse v'' qui donne le rendement maximum. On aura ainsi un recul optimum,

$$\lambda = \frac{v_0 - v''}{v_0},$$

correspondant qui sera toujours rendu le plus petit possible et en tout cas sera dépendant des formes de l'aéroplane et de l'hélice elle-même qui lui sera appliquée. Ce recul devra être de 0,15 à 0,20 pour les monoplans, et de 0,25 à 0,35 pour les biplans.

126. — L'existence d'un recul optimum dépendant de l'hélice et de l'aéroplane, nous montre qu'il existe un rapport le meilleur entre la surface frontale d'un aéroplane et la surface de l'hélice (en supposant celle-ci bien appropriée), c'est, comme nous l'avons vu dans

la première partie :

$$D = \frac{\Sigma}{S} = \frac{2,14}{\gamma'} f(\alpha) \cos \alpha \sqrt{1 + B^2} (B - \mu).$$

Admettons pour simplifier les calculs que $\frac{2,14}{\gamma'} = 1$,

ce qui est à peu près vrai; supposons que la section correspondante au centre de poussée dont le rayon est B_0 , ait pour coefficient d'allongement $k_c = 0,13$, comme précédemment. On admettra que c'est là un cas moyen réalisé fréquemment dans la pratique; dans ces conditions nous aurons :

$$\alpha_m = 4^\circ 6', \quad f(\alpha) = 0,273, \quad \cos \alpha = 0,997$$

et :

$$\mu_m = 0,1736.$$

Nous pourrons donc mettre D sous la forme :

$$D = 0,27 \sqrt{1 + B^2} (B - 0,17).$$

Cherchons une relation entre D et λ ; nous aurons :

$$\lambda = 1 - \frac{\operatorname{tg}(\beta - \alpha)_c}{\operatorname{tg} \beta_c}.$$

Or nous avons :

$$\operatorname{tg}(\beta - \alpha)_c = \frac{p}{2\pi\rho} = \frac{\varphi}{\rho} = \frac{1}{B},$$

et

$$\operatorname{tg} \alpha_m = 0,072.$$

Donc :

$$\operatorname{tg} \beta_c = \frac{1 + 0,072B}{B - 0,072}.$$

Donc :

$$\lambda = 0,072 \frac{B^2 + 1}{B(0,072B + 1)}.$$

Nous transformerons cette égalité en une équation en B :

$$0,072(\lambda - 1)B^2 + \lambda B - 0,072 = 0,$$

d'où nous tirons :

$$B = \frac{\sqrt{\lambda^2 + 0,02\lambda - 0,02} - \lambda}{0,144(\lambda - 1)}.$$

La condition de réalité de cette quantité devra être :

$$\lambda^2 + 0,02\lambda - 0,02 \geq 0,$$

ce qui exige que :

$$\lambda \geq 0,13.$$

Nous dirons donc que cette valeur du recul est le recul minimum optimum. Dans la pratique, cette valeur n'a jamais été atteinte, même sur des appareils à formes très affirmées comme le Nieuport et le Hanriot. La valeur de B correspondante est :

$$B = 1,04,$$

ce qui donne en portant dans l'expression de D :

$$D = 0,338.$$

En tablant par exemple sur la même surface de pale que celle que nous avons calculée dans l'exemple donné dans la première partie, il vient :

$$\Sigma = 0^{m^2},0980,$$

ce qui correspondrait finalement à une résistance totale de :

$$P_4 = 3^{kg,33}$$

à la vitesse :

$$v = 20 \text{ mètres par seconde.}$$

Jamais de tels chiffres n'ont été atteints, ce qui prouve bien que la valeur de λ correspondante est un minimum jamais obtenu.

En portant la valeur de B en fonction de λ dans l'expression de D, il vient, tous calculs faits :

$$D = 13,5 \frac{\sqrt{\lambda} [2,02\lambda - 2\sqrt{\lambda^2 + 0,02\lambda - 0,02} - 0,02]}{(\lambda - 1)^2} \times [\sqrt{\lambda^2 + 0,02\lambda - 0,02} - 1,024\lambda - 0,024].$$

Cette expression est trop compliquée pour une formule pratique, il est préférable de calculer B en fonction de λ et de porter dans D, en effectuant les calculs.

127. — Il est aisé de voir que plus D sera grand, plus élevé sera le rendement d'appropriation, ou, si l'on veut mieux, plus l'hélice sera appropriée à l'aéroplane. Pour avoir la valeur de B qui rend D maxima, il faudrait dériver D par rapport à B et l'annuler; or il n'y a pas de maximum à cette fonction D, car les racines de la dérivée annulée sont imaginaires.

Si l'on fait D = 0, on a :

$$B = 0,47 \quad \text{et} \quad \lambda = 0,43.$$

Si l'on fait D = 0,338,

$$B = 1,04 \quad \text{et} \quad \lambda = 0,43,$$

minimum jamais atteint.

Si l'on fait D = 8,29,

$$B = 6,00 \quad \text{et} \quad \lambda = 0,28,$$

optimum.

Cette dernière valeur est bien la valeur optima, car, comme nous l'avons vu, c'est celle qui donne pour η la valeur la plus près de η_m qu'on ne peut atteindre en pratique; cette valeur de λ correspond à x_m qui correspond à μ_m . Nous aurons donc :

$$\lambda = \operatorname{tg} x_m \frac{B^2 + 1}{B(B \operatorname{tg} x_m + 1)},$$

valeur optima.

En résumé, la valeur optima pour le rapport D est celle qui correspond à λ optimum, c'est dire que les calculs effectués par notre procédé donnent les conditions optima pour l'appropriation.

Il est en tout cas certain que la méthode du tunnel est beaucoup plus riche en enseignements pratiques et précis que la méthode au point fixe. Nous rappellerons que c'est à l'Institut aérodynamique de Koutchino que l'on a fait particulièrement des essais dans cet ordre d'idées, sur de petits modèles, il est vrai.

Cette méthode est aussi celle préconisée par M. Drze-

wiecki, qui a été le premier à le faire ; nous nous rallions complètement à la manière de voir de ce savant ingénieur. La méthode du tunnel exige que l'on opère en circuit ouvert, en circuit fermé, l'air n'a pas pratiquement le temps de perdre son énergie cinétique.

128. — Essais sur l'hélice en mouvement. — Ce procédé peut être réalisé de multiples manières, plus ou moins pratiques, et se rapprochant moins ou davantage des conditions de fonctionnement réelles de l'hélice. De toute façon, cette méthode présente deux inconvénients sur celle du tunnel : 1^o les mesures sont beaucoup moins aisées sur un appareil en mouvement que sur un à poste fixe, elles sont troublées par une foule de circonstances telles que les trépidations, et en tout cas fort délicates ; 2^o les variations dans l'allure de l'hélice ou, si l'on veut, dans la vitesse du vent relatif sont beaucoup moins aisées à obtenir, et d'une amplitude fatalement bien moindre que par la méthode du tunnel ; il est donc bien moins facile de déterminer le recul optimum. D'une manière générale, ces procédés d'essais au tunnel et sur l'hélice en mouvement fournissent la poussée en plein vol et par suite une donnée très précise sur l'efficacité générale d'un appareil donné dont on connaît le poids. Nous citerons les essais effectués sur la motocyclette à hélice de M. Archdeacon montée par Anzani, les mesures nombreuses effectuées par le capitaine Ferber sur un chariot à quatre roues muni de deux hélices tournant en sens inverses, celles de la Brigata Specialisti italienne sur un hydroplane en marche, enfin celles faites sur le dernier *Clément-Bayard*.

129. — Parlons d'abord du dispositif d'essai par wagon dynamométrique. A l'Institut aérotechnique de

Saint-Cyr, récemment ouvert, le dispositif d'essais pour hélices est un modèle sensiblement perfectionné de celui de *Chalais-Meudon*, plus ancien; nous décrirons d'abord celui-ci. Le wagon portant le moteur et l'hélice à essayer roule sur une voie de 1 mètre de largeur. Les rails sont en plan incliné sur la moitié de la longueur de la voie, puis celle-ci comporte un palier et enfin une rampe destinée à produire un ralentissement progressif du wagon. Un dispositif automatique permet l'arrêt de celui-ci à extrémité de course, cet arrêt étant suffisamment lent pour ne pas détériorer les délicats appareils enregistreurs que porte le wagon. Le moteur de l'hélice est une dynamo excitée, en dérivation, qui actionne le propulseur par une chaîne d'automobile; ce moteur reçoit le courant nécessaire, par deux frotteurs empruntant le courant à deux rails isolés, qui le reçoivent à leurs extrémités opposées. Les appareils enregistreurs sont : un dynamomètre hydraulique Richard, permettant de mesurer la poussée; un manomètre enregistreur inscrivant sur une bande de papier la poussée à chaque instant; des chronographes indiquant la vitesse de rotation de l'hélice, et la vitesse d'avancement du wagon; des appareils de mesures électriques indiquant le travail dépensé sur l'arbre. Ces instruments ont été préalablement tarés aux différentes vitesses de rotation à l'aide d'un moulinet Renard; chacun de ces appareils porte un chronographe indiquant l'origine des temps, pour avoir une concordance parfaite dans l'observation graphique des phénomènes. La pente de la voie ajoute l'effet de la pesanteur à celle de la traction de l'hélice, et la vitesse du wagon va en s'accélérant jusqu'à ce qu'elle soit uniforme au moment du passage sur le palier. La vitesse obtenue à l'heure présente est de 12^m,50 par seconde, vitesse assez écartée de celle des aéroplanes actuels; un allongement

de la voie permettra d'atteindre 15 mètres par seconde, le capitaine Dorand espère même aller plus loin.

Le moteur, grâce à son mode d'excitation, tourne à une vitesse constante pendant toute la marche du wagon. La jonction entre l'hélice et le chariot possède un déplacement relatif permettant la mesure dynamométrique de la poussée; connaissant le poids de ces organes et l'accélération du mouvement du wagon à la descente sur la rampe, on peut aisément tenir compte de l'augmentation de la poussée due à l'action du poids de ces pièces suivant la pente et de la diminution relative aux phénomènes d'inertie sur ces mêmes pièces causée par l'accélération pendant la même période du mouvement.

Grâce à cette excellente organisation, le capitaine Dorand a pu obtenir des résultats fort intéressants, que nous mentionnerons plus loin.

130. — A l'*Institut aérotechnique de Saint-Cyr*, l'installation est un peu différente de celle de Chalais-Meudon dont nous venons de parler, aussi allons-nous donner quelques détails sur l'organisation de l'*Institut aérotechnique*. Cette installation semble de prime abord comprendre un certain nombre d'avantages sur celle de Chalais-Meudon; au lieu de laisser la pesanteur et la poussée de l'hélice agir seules pour mouvoir le chariot, ce qui ne donne que des vitesses assez basses, comme nous l'avons vu, et utilise mal la voie car cette lancée est assez longue, le wagon dynamométrique système Hugon employé à l'*Institut aérotechnique* est un véhicule automoteur mû par un moteur électrique. Cette disposition permet d'utiliser ce wagon non seulement pour les essais d'hélices, mais aussi pour ceux des surfaces portantes, ce qui présente un intérêt considérable. La voie est normale, ce qui a per-

mis d'employer des wagons relativement grands et par suite d'essayer de grandes hélices, et aussi de grandes surfaces sustentatrices. La piste est rectiligne et horizontale, elle n'a ni pente, ni courbe ; l'énergie mise en jeu dans le mouvement du wagon est due seulement à l'électricité et par suite facilement mesurable, on n'a pas à tenir compte de la pesanteur et de la force centrifuge. L'origine de la voie ferrée est sur une longueur de 50 mètres en pente de 0^m,01 par mètre, ce qui permet pour les très grandes vitesses un démarrage plus facile. La fin de la piste est relevée sur une longueur de 90 mètres à la pente de 0^m,125 par mètre pour un freinage progressif et sûr. Un dispositif automatique est d'ailleurs destiné à arrêter le wagon vers la fin de sa lancée. Les essais sont possibles à une vitesse atteignant 30 mètres par seconde, soit 108 kilomètres à l'heure; c'est bien ce qu'il faut en l'état actuel de l'aviation. Cette vitesse n'est réalisée que pendant un temps juste suffisant pour enregistrer les éléments du phénomène et l'énergie dépensée. L'équipement électrique de la voie est formé par deux rails conducteurs de part et d'autre de la voie principale, amenant le courant à deux frotteurs qui alimentent le moteur du wagon, ainsi que celui destiné à actionner le propulseur en essai. Chaque véhicule a une adaptation spéciale : un pour les essais d'hélices (le seul qui nous intéresse), un autre pour les surfaces, un troisième pour les carènes, etc. L'énergie est fournie par une machine à vapeur donnant de 120 à 150 chevaux, ce qui est plus que suffisant. Chaque wagon est pourvu d'appareils pour enregistrer aussi exactement que possible la vitesse à chaque instant, l'espace parcouru, les efforts mis en jeu : la poussée, l'énergie dépensée pour actionner le moteur de l'hélice, et celle pour le wagon, tous ces appareils enregistreurs étant déclenchés ensemble.

Sur un des pignons des bâtiments de l'Institut aérotechnique, on a installé un belvédère d'où l'on peut suivre la marche des véhicules; dans cet endroit se trouvent centralisées les commandes des wagons, c'est-à-dire les appareils de mise en marche, d'arrêt, etc. Ces essais ne pouvant être effectués qu'en plein air, il faut, pour avoir des résultats toujours comparables, qu'ils soient exécutés par temps absolument calme; sous notre climat, cela correspond à une centaine de jours par an. Un manège permet d'étudier des modèles réduits à peu près par tous les temps, et principalement des propulseurs ayant moins de 1 mètre de diamètre, par un procédé analogue à celui de Langley dont nous avons déjà parlé; par suite, il permet l'étude préalable des hélices réduites, avant l'essai complet et direct sur le wagon dynamométrique.

Les résultats fournis par cette remarquable institution scientifique auront le plus grand intérêt pratique et expérimental pour la technique aéronautique.

131. — M. Chauvière, le constructeur des excellentes hélices « Intégrales », vient de terminer la construction et les essais d'une *automobile dynamométrique* (fig. 89) pour l'essai des hélices en marche. Ici, la mise au point de l'engin est encore plus complexe et plus délicate que sur un chariot roulant sur rails, à cause des trépidations qui viennent troubler profondément le fonctionnement des enregistreurs. La voiture est un robuste châssis Panhard et Levassor muni d'un moteur de 70 chevaux; à l'arrière se trouve un fort chevalet portant à sa partie supérieure un axe sur lequel l'hélice est montée, la hauteur de l'axe au-dessus du sol permet d'essayer une hélice ayant jusqu'à 3^m,60 de diamètre. La transmission entre l'hélice et le changement de vitesses se fait par chaîne; un dispositif spécial, actionné

par le conducteur du véhicule, de son siège, permet de relier le moteur avec l'essieu pour la marche ordinaire, ou avec l'hélice, ou simultanément avec les deux. L'utilité de ce dispositif se conçoit aisément; lorsque l'on a une grande hélice, calculée pour absorber une puissance voisine de celle du moteur à essayer, la poussée est suffisante pour mettre la voiture en mouvement et lui donner une vitesse convenable, celle-ci pouvant être augmentée en se plaçant dans une descente. Quand, au contraire, l'hélice est trop petite et insuffisante à mouvoir la voiture, il est indispensable que celle-ci soit entraînée en partie par son moteur. La vitesse kilométrique de la voiture est enregistrée à l'aide d'un odographe, le nombre de tours par un compteur magnétique, le couple de rotation et la poussée par un dispositif spécial très ingénieux dont nous allons parler. Pour la poussée, le palier de butée de l'hélice est porté par une pièce fixée au centre d'un diaphragme fermant une boîte qui se comporte comme une chambre à air, ce diaphragme commande par ses déformations dans les deux sens, en poussant dans chaque cas une tige de commande de deux soupapes, l'une d'admission d'air comprimé, l'autre d'échappement. L'hélice étant en action, sa poussée enfonce le diaphragme à l'intérieur de la chambre à air, aussitôt l'air comprimé pénètre et équilibre la pression due à la poussée, l'arbre est repoussé jusqu'à la position normale, à ce moment l'introduction de l'air s'arrête et la soupape d'échappement s'ouvre très peu. La position d'équilibre est donc très vite atteinte et les oscillations de l'arbre sont de très faible amplitude.

Le poussée se traduisant par la pression de l'air comprimé dans la chambre, il suffit de mesurer celle-ci à l'aide d'un manomètre enregistreur pour avoir de suite la poussée. Les paliers de l'arbre sont articulés

sur des bielles qui leur permettent de légers mouvements occasionnés par les déplacements de l'arbre. Le même dispositif est employé pour la mesure du couple

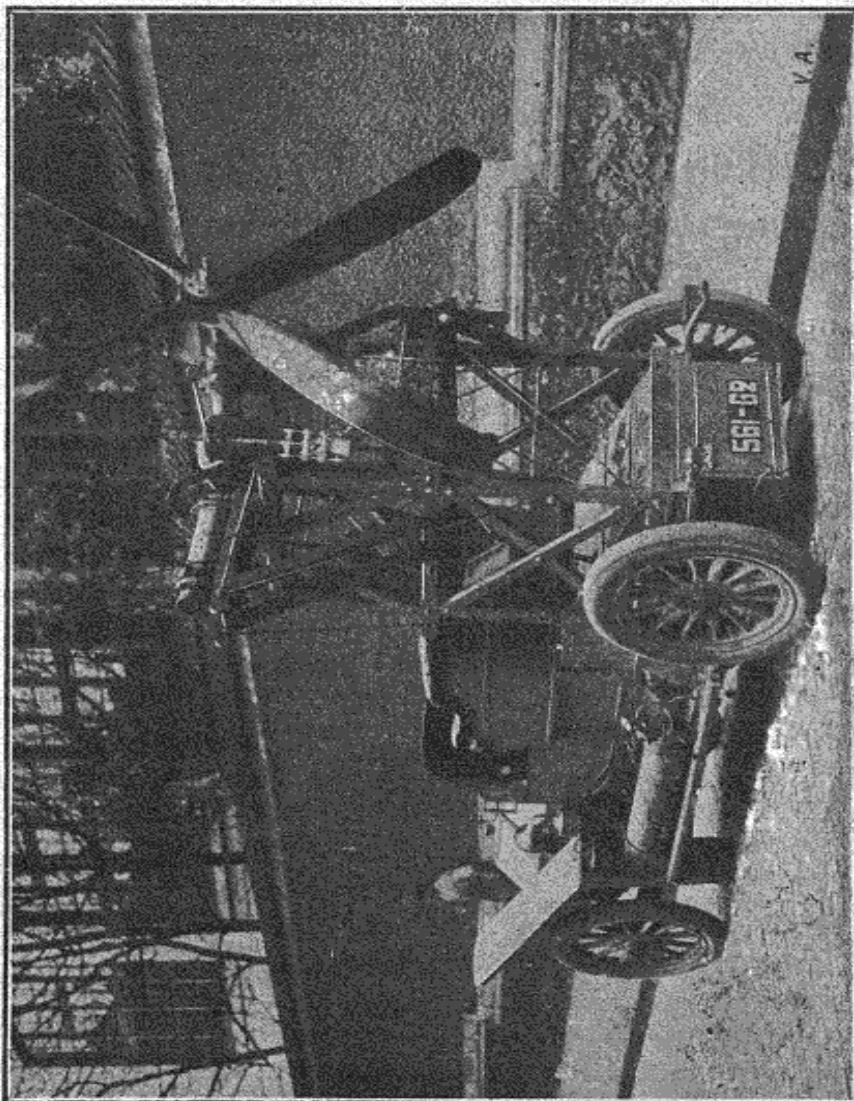


Fig. 89. — La voiture Chauvière pour essais d'hélices.

moteur, et remplace avantageusement les dynamomètres à ressorts. Comme l'arbre porte-hélice est susceptible d'osciller dans tous les sens, il faut une liaison élastique dans la transmission de la puissance à

l'hélice. L'arbre de commande est entraîné par un jeu de pignons coniques, et la commande comporte un cardan près du pignon, et un cardan en olive à l'autre extrémité. Ce dernier cardan est articulé dans un tube dans lequel il peut osciller, ce tube étant porté dans des paliers fixes; sur ce manchon est calée la roue de chaîne de commande de l'hélice. On a évité au mécanisme enregistreur de la poussée, de subir le contre-coup des cahots de la route, ce qui fausserait les résultats enregistrés, en disposant un contrepoids de masse équivalente à celle de l'hélice et des pièces qu'elle entraîne, contrepoids lié au mécanisme par des bielles et des leviers, de telle sorte qu'il se déplace en sens inverse de l'hélice et de ses organes annexes en évitant complètement les effets dus à l'inertie.

Il est certain que ce véhicule bien mis au point donnera à son constructeur de très précieuses indications.

132. — M. Legrand, ancien élève de l'Ecole Polytechnique, et M. Gaudart, l'aviateur bien connu, ont réalisé dans cet ordre d'idées des mesures pratiques qui sont très précieuses pour les ingénieurs, en mesurant la poussée en plein vol fournie par une hélice donnée, actionnée par un moteur donné, sur un aéroplane déterminé. Il a fallu à ces opérateurs créer un outillage spécial qui consiste en un moteur rotatif Gnome 50 HP monté sur un fuselage Voisin; l'arbre du moteur est soutenu dans deux plaques. Il est fixé solidement sur la plaque arrière par un plateau vissé; en avant il est soutenu par un collier porté soit par une tôle soit par quatre biellettes. La plaque arrière est élastique et agit comme un ressort sous l'influence de la poussée; pour mesurer celle-ci on l'équilibre par une petite presse hydraulique mise en pression par la poussée à mesurer, le déplacement longitudinal de l'arbre étant

négligeable. La pression est lue sur un manomètre enregistreur. Sur la plaque avant se trouve un balancier dont une extrémité est attelée à l'arbre fixe et l'autre au dynamomètre; on renverse ainsi le sens de la poussée; les bras de leviers sont tels que l'enregistreur indique le double de celle-ci, la précision est donc doublée. Des précautions spéciales ont été prises par la maison Richard pour éviter que les plumes des enregistreurs ne se vident ou ne s'émoussent, et on a pu obtenir des diagrammes très nets. Un tachymètre enregistreur marque la vitesse de rotation, un clinomètre, la pente sur l'horizon de l'axe de l'hélice, et un appareil spécial constitué par deux cônes opposés reliés à un manomètre, la vitesse propre de l'appareil par rapport à l'air. Le tachymètre instantané est entraîné par un flexible monté sur l'arbre de la pompe à huile du moteur, celle-ci étant commandée par engrenages. Des cloches de verre placées sur la circulation d'huile servent à contrôler le tachymètre. L'appareil comporte également un appareil indiquant les variations d'incidence, pour savoir l'angle sous lequel l'aéroplane navigue, ainsi qu'un altimètre enregistreur pour voler à hauteur constante. Le biplan employé peut emporter un passager en plus du pilote, pour qu'il puisse faire les lectures sur quelques appareils, et surtout contrôler la bonne marche de ceux-ci.

Cette installation a fourni à son auteur des documents de premier ordre sur la dynamique de l'aéroplane ainsi que sur le fonctionnement des hélices. Nous donnerons dans le chapitre suivant quelques résultats d'essais obtenus par M. Legrand.

CHAPITRE II

RÉSULTATS D'ESSAIS

ESSAIS AU POINT FIXE

133. — Essais du Conservatoire des Arts et Métiers, par M. Boyer-Guillon. — Il s'agissait d'une hélice en bois taillée dans un madrier de noyer. Son diamètre était de 2^m,103, son pas était croissant du proximum au distum, et sur chaque section le pas croissant du bord d'entrée au bord de sortie suivant le tableau ci-dessous :

RAYON	PAS DE LA CORDE	PAS DE L'ENTRÉE	PAS DE LA SORTIE
Proximum : 0,209.....	0,720	Bombé de raccord	
— 0,405.....	1,019	0,67	1,46
— 0,618.....	1,075	0,87	1,26
— 0,824.....	1,180	1,00	1,32
Distum : 1,05.....	1,25	»	»

Dans le tableau suivant on a noté les résultats des essais (page 263).

Les formules relatives à des hélices géométriquement semblables sont :

$$P_1 = 0,01714n^2d^4$$

et :

$$\tau = 0,008401n^3d^6.$$

Dans ce tableau figure la puissance de l'hélice :

N ^o des essais	$n \times 60$ tours par minute	n tours par seconde	n^2	n^3	P_1	$\frac{P_1}{n^2}$	$\frac{\epsilon^*}{n^3}$	$\frac{\epsilon}{75}$	$\bar{\epsilon}$	$\bar{\epsilon}^2$	P_{13}	$\frac{P_{13}}{\bar{\epsilon}^2}$	U
1	345	5,750	33,062	490,109	10	0,302	0,3125	0,79	59,409	3529,429	4000	0,283	0,960
2	477	7,950	63,202	502,460	20	0,316	0,327	2,19	164,304	26995,804	8000	0,296	1,004
3	573	9,550	91,202	874,000	29,82	0,327	0,335	3,89	291,785	85138,486	25516,94	0,311	1,055
4	655	10,917	119,180	1301,100	39,9	0,334	0,344	5,97	447,580	200327,856	63521,199	0,317	1,075
5	725	12,083	145,999	1764,105	50	0,342	0,352	8,28	620,965	385597,531	125000	0,324	1,099
6	785	13,083	174,165	2239,350	59,56	0,348	0,359	10,72	803,930	646303,445	212282,763	0,327	1,109
7	843	14,050	197,402	2773,500	70	0,355	0,365	13,50	1012,33	1024812,029	343000	0,335	1,136
8	895	14,917	225,517	3319,300	80	0,359	0,370	16,37	1228,44	1508327,860	512000	0,339	1,150
Moyenne.....													0,3165 1,073

$L = \frac{P_4^3}{\epsilon^2}$, elle est légèrement croissante avec le nombre de tours et la poussée, et sa valeur moyenne est 0,3165. La qualité des ailes est en moyenne 1,073. Si on calcule les variations de $\frac{P_4}{n^2}$ et $\frac{\epsilon}{n^3}$ en fonction du nombre de tours par seconde, celles-ci sont représentées sensiblement par deux droites parallèles et ne sont pas constantes comme pour les hélices de Renard; les équations véritables qui tiennent compte de cette variation, sont :

$$\begin{aligned} P_4 &= (0,01355n^2 + 0,0003259n^3) d^4, \\ \epsilon &= (0,006685n^3 + 0,000455n^4) d^5. \end{aligned}$$

La qualité est croissante avec le nombre de tours, en général elle tend à passer par un maximum.

La puissance peut être mise sous forme de :

$$L = \frac{P_4^3}{\epsilon^2} = 0,24625 + 0,006333 \times n,$$

pour chaque nombre de tours. Ces essais ont été effectués au laboratoire du Conservatoire des Arts et Métiers, par M. Boyer-Guillon, en 1908.

134. — Essais comparatifs d'une « Intégrale » et d'une « Perfect » de modèle réduit. — Ces essais ont été effectués en 1909 par le laboratoire du Conservatoire des Arts et Métiers ; ils ont porté sur deux petites hélices réduites de 0^m,30 de diamètre, les résultats sont consignés dans le tableau comparatif ci-joint (page 265).

	INTÉGRALE			PERFECT			
	ESSAIS			ESSAIS			
	1	2	3	1	2	3	4
n	32,8	38,85	48,8	25,7	32,8	36,86	47,2
P_1	0,240	0,325	0,450	0,147	0,240	0,290	0,467
P_1^3	0,014	0,034	0,091	0,003	0,014	0,024	0,101
\bar{C}	3,075	4,825	8,875	1,575	3,150	4,200	8,800
\bar{C}^2	9,486	23,328	78,677	2,465	9,922	17,640	77,440
L	0,00148	0,00146	0,00116	0,00122	0,00141	0,00136	0,00130
$P_1 \over n^2$	0,00022	0,00024	0,00018	0,00022	0,00024	0,00024	0,00024
$\bar{C} \over n^3$	0,00008	0,00006	0,00007	0,00007	0,00008	0,00008	0,00008
ϵ	0,0271	0,0258	0,0223	0,0271	0,0258	0,0258	0,0258
ζ	0,0329	0,0246	0,0287	0,0287	0,0329	0,0329	0,0329
$\epsilon_{moy.}$		0,0251			0,0261		
$\zeta_{moy.}$		0,0287			0,0319		

135. Essais des hélices « Intégrales ». — Au sujet du rendement de ces hélices voici ce que dit M. Chauvière : « Le rendement de construction de nos hélices est presque de 100 %o. C'est-à-dire que les pertes résultant du frottement de l'air sur les pales qui le pénètrent et celles imputables à la pénétration même des pales sont presque nulles.

« Les instruments de mesure dont on a disposé jusqu'ici ne permettent pas de les chiffrer avec précision, l'erreur relative des instruments étant voisine de la perte à mesurer.

« Ce que nous cherchons dans une hélice, c'est son bon rendement d'appropriation sur l'appareil même, à une vitesse du moteur convenable à sa bonne marche.

« Des mesures précises ont permis de constater que lorsque nos hélices sont bien appropriées, elles ont un rendement absolu qui dépasse 87 %o. C'est le meilleur rendement obtenu jusqu'à ce jour.

« Dans le but d'améliorer encore ces résultats, nous venons de construire une machine d'essai d'hélice en marche qui est la première et la plus importante machine de ce genre.

« Contrairement aux machines employées jusqu'ici et qui ne pouvaient opérer que sur des modèles en réduction ou à des vitesses et des puissances inférieures à celles de la pratique, notre machine nous permet d'obtenir des diagrammes à la puissance réelle où les hélices doivent être employées sur les aéroplanes. On diminue ainsi toute chance d'erreur.

« Notre préoccupation n'a jamais été de rechercher au point fixe des poussées considérables qui correspondent à des pas trop faibles pour une bonne vitesse de vol. »

Voici quelques résultats d'essais effectués en 1909 :

	ESSAI n° 1	ESSAI n° 2	ESSAI n° 3	ESSAI n° 4
Diamètres	1 ^m ,80	2 ^m ,30	3 ^m ,00	5 ^m ,00
Pas périphérique.	0 ^m ,70	1 ^m ,45	2 ^m ,50	3 ^m ,80
P _t	0,125n ²	0,43n ²	1,80n ²	9,50n ²
G	0,08n ³	0,40n ³	3,90n ³	35n ³
U	1,36	1,40	1,24	0,42

Sur certains aéroplanes, la vitesse de rotation de certaines hélices augmente peu quand l'appareil est en marche, elle diminue même avec certains tracés ; avec d'autres, au contraire, l'hélice freine le moteur au point fixe et au contraire sa vitesse croît avec la vitesse du vol. Sur certains Blériot, les poussées au point fixe sont près de 35 0/0 inférieures à celles de propulseurs qui entraînent difficilement l'appareil, tandis qu'en marche les résultats sont excellents. La comparaison brutale des poussées au point fixe ne peut donc donner que des indications sans aucune portée.

Nous avons vu précédemment que pour certaines conditions le recul optimum est de 13 0/0, le minimum jamais atteint semble être théoriquement 10 0/0.

L'hélice de la Demoiselle Santos-Dumont a 2^m,18 de diamètre et répond à la formule :

$$\varrho^2 = 0,000253P^{\frac{3}{4}}.$$

Sa qualité est de :

$$U = 2,42.$$

L'hélice du Blériot XI avait 2^m,08 de diamètre et répondait à la formule :

$$\varrho^2 = 0,00028P^{\frac{3}{4}}.$$

Sa qualité était de :

$$U = 2,25.$$

136. — Essais d'une hélice « Normale ». — **Proportions usuelles.** — Nous reproduisons dans le tableau de la page 270 le résultat d'essais au point fixe effectués sur une hélice Normale à deux ailes ayant 2^m,10 de diamètre pour aéroplane Blériot muni du moteur Anzani à trois cylindres de 25 chevaux. Cet essai a été fait au laboratoire du Conservatoire des Arts et Métiers.

A titre de documentation nous donnerons dans le tableau ci-dessous les proportions des hélices « Normales » employées sur les principaux aéroplanes actuels (pages 268 et 269).

PUSSANCe des MOTEURS	MARQUE DES MOTEURS	TYPE DES APPAREILS	SERIE de l'hélice	DIAMETRE AVANCE	VITESSE MAXIMALE DE L'APPAREIL		
						Antoinette	Gnomme
25 HP	Amazan 3 cylindres G. Y. P.	Bleriot XI	B	2m,100	0m,760	I	Eole
30 HP	Darracq d°	Neuport Amazan 3 cylindres Greene	V	2m,000	0m,800	M	Amazan 3 cylindres Greene
35 HP	G. Y. P.	Divers	J	2m,100	0m,830	T	Amazan 3 ou 5 cylindres E. N. V.
40 HP	Amazan 3 cylindres E. N. V.	Bleriot XI	R	2m,300	0m,900	X	Amazan 3 ou 5 cylindres Labor Picker
50 HP	Ensault Peletre d°	R. E. P.	U2	2m,400	1m,400	K6	Bleriot XI bis d°
60 HP	E. N. V. d°	Antoinette	A3 bis	2m,400	1m,295	K5 (1)	Bleriot XI 2 bis d°
70 HP	Labor Picker	Divers	L4	2m,600	1m,400	K6 (2)	Antoinette d°
100 HP	Antoinette d°	Antoinette	A6	2m,500	1m,735	A8	Bleriot type course d°
						K7	Bleriot 4 places d°
						K8	Gnomme

(1) Alésage 130 mm.

(2) Alésage 60 mm.

DÉSIGNATIONS	RÉSULTATS — RENSEIGNEMENTS							OBSERVATIONS
	2 Mars 1940							
Date de l'essai.....	1	2	3	4	5	6	7	
Numéro des expériences.....	20	30	40	50	60	70	80	
Poussée (P_1) en kilogrammes	565	695	795	885	955	1020	1085	
Nombre de tours de l'hélice	9,4	11,6	13,25	14,75	15,9	17,0	18,4	
Puissance dépensée sur le moyen chevaux	4,8	3,3	4,95	6,9	8,9	10,95	13,8	
Puissance dépensée sur le moyen ((\mathcal{C}) kgm-seconde.)	135	247,5	371	517,5	667,5	821	1035	
$\frac{P_1}{n^2}$	0,226	0,224	0,229	0,231	0,238	0,242	0,246	
$\frac{\mathcal{C}}{n^3}$	0,162	0,158	0,161	0,163	0,166	0,168	0,174	

N.-B. — Pression barométrique pendant l'essai : 762 mm⁵, Température en degrés centigrades pendant l'essai : 10,5,

137. — Essai d'une hélice « Perfecta » de L. George. — Le 1^{er} avril 1910, au laboratoire du Conservatoire des Arts et Métiers, une hélice Perfecta a été la première, paraît-il, à donner une traction de 90 kilogrammes au point fixe sur un moteur de 20 HP, et elle n'a dépensé que 16,8 HP; dans le tableau de la page 272 se trouve résumé cet essai.

138. — Essai d'une hélice « Progressive ». — Une hélice de 2^m,26 de diamètre et d'un pas de 140/180 sur moteur Gyp de 60 HP a donné au point fixe: 170 kilogrammes à 1.200 tours. Nous donnons dans le tableau ci-dessous quelques résultats d'essais au Conservatoire des Arts et Métiers, du 18 octobre 1909.

HÉLICE À 2 PALES

Diamètre = 1,96. Pas = 1,20.

Poussée en kg. (P_4)	20	40	60	80
Nombre de tours-minute	511	716	871	1000
Nombre de tours-sec. (n)	8,51	11,93	14,52	16,66
Puissance en chevaux	2,12	5,95	11,1	16,9
Puissance en kgm-sec. (\mathcal{T})	1,59	446,25	832,50	1267,5
Valeurs de $\frac{P_4}{n^2}$	0,276	0,281	0,284	0,288
Valeurs de $\frac{\mathcal{T}}{n^3}$	0,257	0,262	0,271	0,274

d'où :

$$\begin{aligned} P_4 &= 0,29n^2, & \mathcal{T} &= 0,28n^3, \\ P_4 &= 0,0195n^2d^4, & \mathcal{T} &= 0,00933n^3d^5. \end{aligned}$$

$$\text{Qualité (U)} = \frac{P_4^3}{\mathcal{T}^2} \cdot \frac{15}{d^2} = 1,29.$$

L'appareil dont dispose le Conservatoire n'a pas permis d'aller au delà de 80 kilogrammes de traction obtenue, mais les constructeurs ont obtenu, paraît-il, au dynamomètre et sur des appareils des tractions supérieures, mais dont l'authenticité ne peut être prouvée.

HÉLICE À DEUX AILES, DIAMÈTRE 2^m.10

DÉSIGNATION		RÉSULTATS — RENSEIGNEMENTS										OBSERVATIONS
		4 ^e avril 1910										
Date de l'essai.....		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
Numéro des expériences....												
Poussées P_1 en kilogrammes..	40	20	30	40	50	60	70	80	90	100	110	120
Nombre de tours {tours-min .. de l'hélice...}{(n) tours-sec.	350	486	590	680	748	816	876	932	988	1040	1088	1136
Puissance dépen-{chevaux... sur le mo-yeu de l'hélice.}{(C) kgm-sec.	5,83	8,40	9,83	11,33	12,47	13,6	14,6	15,53	16,47	17,33	18,43	18,93
$\frac{P_1}{n^2}$	0,72	1,96	3,44	5,0	6,8	8,9	11,3	13,9	16,8	19,7	23,2	25,6
$\frac{C}{n^3}$	0,29	0,30	0,31	0,34	0,32	0,32	0,33	0,33	0,33	0,34	0,34	0,33

N.-B. — Pression barométrique pendant l'essai, 764 millimètres. Température en degrés centigrades pendant l'essai, 6°.

139. — Essais d'hélices de modèles divers. —

Les hélices *Rationnelles* de L. Pelliat, hélices étudiées et construites pour des appareils donnés et non pas destinées à des essais, ont donné :

DIAMÈTRE DE L'HÉLICE	PAS	TOURS MINUTE DE L'HÉLICE	PUISSEANCE ABSORBÉE	POUSSÉE	
2 ^m ,30	2 ^m ,30	825	35 HP	210	rendt. 80%
2 ^m ,10	1 ^m ,80	1.500	23 HP	95	
2 ^m ,20	1 ^m ,45	1.200	32 HP	120	
2 ^m ,30	1 ^m ,30	1.100	45 HP	165	
2 ^m ,35	1 ^m ,55	1.050	46 HP	185	
2 ^m ,60	1 ^m ,60	1.200	48 HP	175	

L'hélice *Tellier* montée sur le monoplan de Dubonnet avait un diamètre de 2^m,50 et un pas de 1^m,40, pesant 8 kilogrammes, elle a donné 120 kilogrammes de traction au point fixe pour 35 chevaux à 1.000 tours.

L'hélice *Levasseur* a donné pour un diamètre de 1^m,80 une traction de 90 kilogrammes avec 20 HP seulement, essai effectué au Conservatoire des Arts et Métiers.

L'hélice *Lioré* sur le Voisin type militaire avec moteur Dansette et Gillet de 80 HP a donné les résultats suivants :

Point fixe : 1.070 tours	$\mathcal{P} = 75 \text{ HP}$	$P_4 = 242 \text{ kilogrammes}$		
— 1.000 —	62 HP	200	—	
— 820 —	35 HP	126	—	
— 400 —	5 HP	40	—	

En marche, cette hélice fera tourner le moteur à 1.150 tours environ et la vitesse atteindra 90 kilomètres à l'heure. Avec un moteur Labor-Picker 30-40 HP, la vitesse réalisée sur monoplan Deperdussin a atteint dès juin-juillet 1910 la vitesse de 78 kilomètres.

L'hélice *Rapid* de Montet a donné sur le monoplan Saulnier de Darioli une traction de 160 kilogrammes avec une hélice de 2^m,20 ; même résultat en vol qu'avec toute autre hélice de 2^m,40 en fatiguant moins le moteur. Cette hélice est une des plus tractives qui soient.

140. — Essais de MM. Lumet et Auclair. —

Ces messieurs ont effectué une suite d'expériences sur des modèles d'hélices réduites (rapport 0,5), dont tous les éléments sont définis avec précision et choisis de manière à se prêter facilement aux calculs d'interprétation, chaque série étant caractérisée par la variation d'un seul élément remplissant le rôle de variable indépendante. Ces essais ont été effectués au Laboratoire de mécanique physique, et à celui de l'A. C. F. à l'aide d'une balance Renard et d'un dynamomètre de poussée à fléau ; M. Chauvière était le constructeur de ces hélices. Vingt-quatre modèles ont été construits et essayés à l'heure actuelle, à fraction de pas constante ou variable et de formes très différentes. Les résultats d'interprétation sont les suivants : *l'ancre*

1^o La qualité du Renard : U, dépend du pas relatif et aussi de la forme des sections ; 2^o elle dépend aussi de la répartition de la fraction de pas le long du rayon, et, si celle-ci varie, le maximum de qualité ne correspond pas à 0,75 pour $h = \frac{p_0}{d}$; 3^o avec des hélices géométriques, on peut dépasser 1,14, chiffre maximum trouvé par Renard (rappelons que M. Chauvière a obtenu 2,42). Ces essais seront poursuivis et catalogués ; leurs auteurs les compléteront par des essais effectués à la sortie d'un tunnel, d'une manière analogue à ceux de M. Rateau ; ils présentent au point de vue de la précision des mesures un très grand intérêt.

ESSAIS SUR L'HÉLICE EN MARCHE

141. — Essais du capitaine Dorand à Chalais-Meudon. — Les travaux très importants effectués par ce savant officier, ont été réalisés à l'aide du dispositif expérimental dont nous avons déjà parlé. Le capitaine Dorand a démontré, d'abord par le calcul et ensuite expérimentalement, que les formules du colonel Renard relatives aux expressions de P_1 , τ et de la qualité des ailes U, ainsi que les relations de similitude entre deux hélices géométriquement semblables, formules établies par le colonel Renard pour les hélices sustentatrices, sont rigoureusement applicables aux hélices propulsives, les seules dont nous nous soyons occupés au cours de cet ouvrage.

En posant :

$$P_1 = f_1(v)$$

et :

$$\tau = f_2(v),$$

le capitaine Dorand a recueilli au cours de ses expériences des données permettant de construire les deux courbes correspondantes pour différentes valeurs de v . En comparant ces chiffres à ceux calculés, on remarque que les différences observées sont du même ordre de grandeur que les erreurs de mesure. Donc on peut dire que dans les limites de l'expérimentation de Chalais-Meudon, les formules sont pratiquement exactes. Dans le cas d'une même hélice fonctionnant à différentes vitesses, on a :

$$\frac{n}{n'} = \frac{v}{v'}, \quad \frac{P_1}{P'_1} = \frac{v^2}{v'^2}, \quad \frac{\tau}{\tau'} = \frac{v^3}{v'^3}.$$

Nous avons représenté figures 90 et 91 deux séries de courbes relatives à deux hélices semblables, l'une de 2^m,50 de diamètre, l'autre de 4^m,30 ; ces courbes sont

celles de P_1 , de \bar{v} et de $\eta = \frac{P_1 v}{\bar{v}}$. Le maximum de rendement

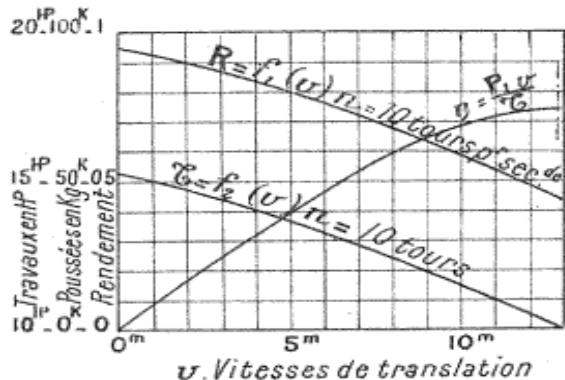


FIG. 90. — Hélice en bois de 2^m,50 de diamètre, pas = 1^m,875.

$$P_1 = f_1(v), \quad \bar{v} = f_2(v), \quad \eta = \frac{P_1 v}{\bar{v}}.$$

L'angle d'attaque moyen pour la première est : $\alpha = 3^\circ 57'$, et pour la seconde : $\alpha = 3^\circ 50'$; à égalité de rendement, l'angle d'attaque est le même pour deux hélices semblables. L'angle d'attaque optimum de 3°50' est uniquement applicable aux hélices en bois, les seules employées actuellement.

$$\text{Le recul : } \lambda = 1 - \frac{v}{v_0}$$

est de 0,29 pour l'hélice de 2^m,50 au moment du maximum de rendement avec une vitesse $v = 10^m,80$ et $n = 10$ tours par seconde. En allant au delà de cette vitesse v qui correspond au

rendement est le même pour deux hélices semblables quel que soit le travail absorbé. Quant au rendement, on trouve pour une hélice de 2^m,50 de diamètre : 74 0/0 (rendement maximum); l'expérience donne 73 0/0 pour l'hélice semblable de 4^m,30 de diamètre; les résultats sont très concordants.

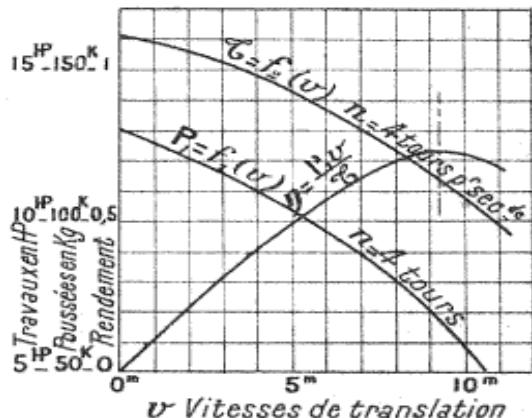


FIG. 91. — Hélice en bois de 4^m,30 de diamètre, pas = 3^m,225.

$$P_1 = f_1(v), \quad \bar{v} = f_2(v), \quad \eta = \frac{P_1 v}{\bar{v}}.$$

rendement maximum, ce dernier décroît de nouveau malgré que le recul diminue aussi; comme la chute du rendement est très rapide dans cette partie de la courbe (c'est à cela qu'il faut attribuer les 60 0/0 d'écart dans les rendements observés par M.Chauvière, lorsque l'on fait varier quelques dimensions de 5 0/0), il faut s'en tenir sagement à un angle $\alpha = 3^\circ 50'$. Nous ferons remarquer la façon frappante dont nos formules cadrent avec les travaux du capitaine Dorand, en ce qui concerne la valeur de l'angle d'attaque.

142. — Le capitaine Dorand a ensuite étudié les variations du rendement maximum des hélices à pas constant de même surface alaire et de pas différents; préalablement il a travaillé particulièrement l'influence du rapport $h = \frac{p_{0m}}{d}$ sur le rendement maximum. Il a construit cinq hélices de même surface alaire, mais telles que h ait les valeurs suivantes :

$$h = 0,625, \quad 0,75, \quad 0,874, \quad 1, \quad 1,29.$$

La forme des pales étant toujours la même, celle-ci n'a pas eu à intervenir ainsi que le rapport de la largeur de pale au diamètre; par temps calme, le savant officier a fait un grand nombre d'expériences. L'étude des résultats lui a montré que le rendement maximum passe par un maximum maximorum voisin de 0,84 pour $h = 1,2$. Au delà de cette valeur les hélices n'ont aucun intérêt pratique, ce qui enlève l'intérêt de la position de η_{mm} .

L'angle d'attaque a été trouvé expérimentalement par un simple calcul :

$h \dots \dots \dots$	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0	1,1	1,2	1,3
$\alpha \dots \dots \dots$	$3^\circ 50'$	$4^\circ 10'$	$4^\circ 20'$	$4^\circ 30'$	$4^\circ 50'$	5°	$5^\circ 10'$	$5^\circ 40'$
$\eta_{max} \dots \dots \dots$	0,54	0,61	0,70	0,77	0,80	0,83	0,84	0,83

en supposant (ainsi d'ailleurs que le fait notre théorie) que l'hélice se déplace dans un air immobile en avant d'elle; en réalité il y a une certaine quantité d'air aspirée en avant et refoulée ensuite en arrière. Le capitaine Dorand arrive à cette conclusion que l'hélice idéale à pas progressif devra avoir un angle d'attaque croissant du proximum jusque dans une certaine région de l'aile, puis décroissant jusqu'au distum.

Cet officier a pu, à l'aide de ses formules et de ses résultats d'expériences, calculer des abaques donnant, en fonction du rapport h , les valeurs de d' et n' pour $v' = 17, 18, 19, 20, 21, 22, 23, 24$ mètres par seconde, pour le cas particulier d'un moteur de 48 HP et $n' = 20$; pour une autre valeur de la puissance, on peut construire des abaques semblables en multipliant les valeurs de d' correspondant à 48 HP par $\sqrt{\frac{P'}{48}}$ et en divisant les nombres de tours n' correspondants par $\sqrt{\frac{P'}{48}}$. Le maximum de rendement obtenu est de 75 0/0, en multipliant celui-ci par celui de la transmission et celui du moteur, on trouve pour *rendement mécanique d'ensemble* environ 0,50, comme pour les bateaux, les locomotives, etc. Un aéroplane peut être amené à naviguer dans des conditions toutes différentes de celles du maximum de rendement, pour des causes multiples; ce qui prouve que loin de n'avoir qu'une solution pour un problème de propulsion, il y en a une infinité atteignant un rendement donné.

143. — D'après les courbes expérimentales pour des hélices semblables à celles essayées, un moteur de 48 HP tournant à 20 tours par seconde entraînant une de ces hélices en prise directe, on a le tableau suivant :

v , Vitesse en mètres par seconde ...	18	19	20	21	22	23	24
η , Rendement.....	0,55	0,58	0,60	0,63	0,66	0,69	0,71
P_4 , Poussée en kilos.	100	109,8	108	108	108	108	106,5

Par suite, à puissance constante, des hélices qui donnent le rendement maximum aux différentes vitesses, donneront aussi sensiblement la même poussée. Tous les aéroplanes correspondants ayant même forme de voilure et même angle d'attaque porteront le même poids si l'on ne tient pas compte des résistances passives ; si l'on fait intervenir ces dernières, la sustentation sera de plus en plus faible. On peut donc augmenter la vitesse d'un aéroplane en diminuant sa surface et en prenant une hélice poussant plus, mais le poids transporté diminue. Si le moteur est un moteur rotatif, qui par cette propriété même voit sa puissance rester sensiblement constante entre 1.000 et 1.200 tours (cette propriété est due à ce que la résistance de l'air augmentant sensiblement dans cet écart de vitesses compense l'augmentation de puissance motrice due à cette même vitesse), le nombre de tours pourra varier de telle sorte que le poids transporté restera sensiblement constant. Il y a une infinité d'hélices absorbant 48 chevaux à $v = 18$ mètres ; comme il suffit de 110 kilogrammes pour la sustentation, il y a une grande quantité d'hélices, répondant au problème. Si l'on obtient un grand excès de poussée, on obtient par ce fait même une augmentation considérable du poids utile transporté ; en employant un moteur rotatif, on pourra espérer emporter le poids maximum et, en tout cas, le nombre de tours pouvant varier sans que la poussée ne change, on pourra se passer de démultiplier la vitesse de rotation de l'hélice.

Le rendement part de zéro, passe par un maximum, puis s'annule de nouveau (ceci est absolument conforme

à notre théorie). Le rendement d'une hélice est fonction de sa vitesse d'avancement et du nombre de tours; dans notre théorie, nous avons supposé avec juste raison que nous calculions notre hélice pour être utilisée dans les conditions du rendement maximum, et celui-ci n'est pas le rendement maximum théorique qui, comme nous l'avons vu, conduit à une ailette sensiblement plate et ayant une avance par tour croissante du proximum au distum; mais à une palette à pas croissant du proximum au distum et à avance par tour constante, pour laquelle le rendement n'est pas le rendement optimum, mais en est le plus voisin possible. Cela tient à ce que l'angle d'attaque doit, d'après notre théorie, décroître en général du proximum au distum en même temps que le coefficient d'allongement; mais il peut arriver que celui-ci soit tel que l'angle d'attaque croisse du proximum jusqu'à une certaine région de l'aile, puis décroisse jusqu'au distum (notre théorie ne suppose rien d'opposé à cette manière de procéder qui est préconisée par le capitaine Dorand). Tel est le très succinct résumé des travaux de ce savant officier.

144: — Essais de M. Legrand et de M. Gaudart. — Nous avons décrit plus haut la méthode employée dans ces très remarquables essais; nous avons reproduit figures 92, 93 et 94 des diagrammes relevés au cours de ces expériences.

Voici quelques résultats d'essais :

Sur un grand biplan pesant complet avec ses deux passagers 580 kilogrammes, la meilleure hélice, une « Perfecta » de George et Gendre, de 2^m,60 de diamètre et 1^m,55 de pas, au point fixe à 1.000 tours, poussée $P_t = 165$ kilogrammes; en vol 1.010 tours, poussée $P_t = 110$ kilogrammes, recul $\lambda = 0,24$; la poussée a donc été réduite de 33 %.

La vitesse d'avancement théorique est à la seconde :

$$\frac{1010}{60} \times 1^m,55 = 26^m,04.$$

La vitesse d'avancement réelle est donc :

$$26^m,04 (1 - 0,24) = 19^m,79.$$

Supposons qu'à 1.010 tours par minute le moteur Gnome 50 HP ne donne que 45 HP, ce qui est à peu près exact, le rendement de l'hélice sur l'appareil en mouvement sera :

$$\eta = \frac{19,79 \times 140}{45 \times 75} = 0,64.$$

Une hélice « Lioré » de 2^m,60 de diamètre, ayant un pas progressif jusqu'à 1^m,60, a donné sur le même ap-

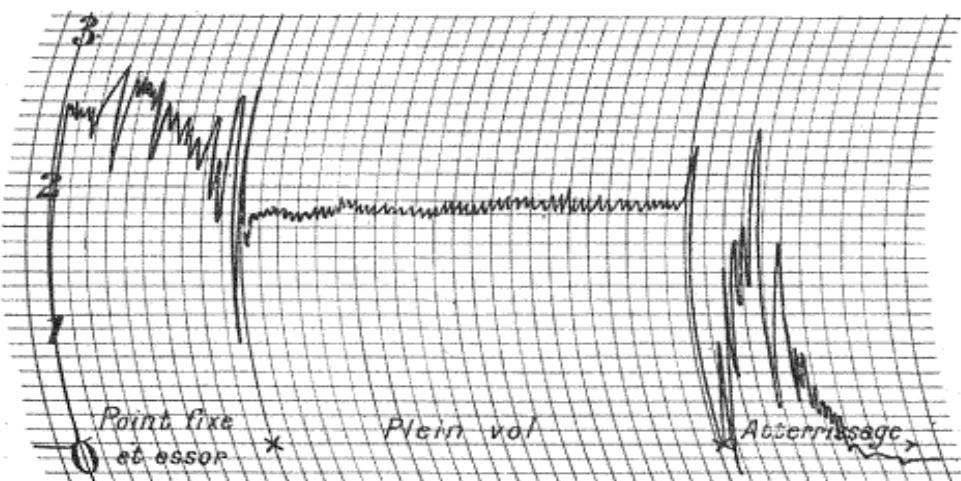


FIG. 92. — Hélice « Lioré ». Diamètre = 2^m,60, pas moyen = 1^m,60.

Traction en vol = 105 kg.
Nombre de tours = 1180,
Vitesse en plein vol = 60 km.

Traction au point fixe = 155 kg.
Nombre de tours = 1000,
Puissance 45 à 47 HP.
Rendement compris entre 0,48 et 0,51.

pareil $P_1 = 155$ kilogrammes au point fixe à 1.000 tours, et en plein vol $P_1 = 105$ kilogrammes à 1.180 tours, la puissance correspondante oscillant entre 45 et 47 HP. En tablant sur une vitesse incertaine de 60 kilomètres

à l'heure en vol, le rendement oscille entre 48 et 51 % (fig. 92) ; si, au contraire, on prend le chiffre beaucoup plus admissible de 72 kilomètres à l'heure, vitesse réalisée avec les autres hélices, on a environ : $\eta = 0,60$.

D'après des essais effectués à Chalais-Meudon, cette hélice a donné un rendement de 0,66 à 75 kilomètres à l'heure.

La réduction de poussée entre le plein vol et le point fixe a atteint 32 %.

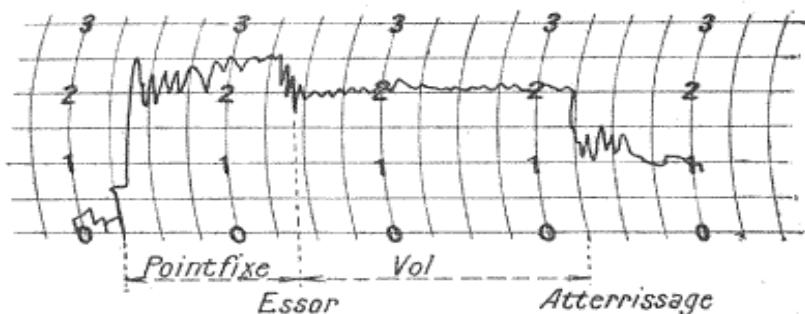


FIG. 93. — Hélice « Normale ». Diamètre = 2^m,60, pas moyen = 1^m,103, avance par tour = 0^m,912.

Traction en vol = 132^{kg}.
Nombre de tours = 1100.
Rendement = 0,70.

Traction au point fixe = 165^{kg}.
Nombre de tours = 1050.
Vitesse en plein vol = 72^{km}.

Une hélice « Normale » de 2^m,60 de diamètre ayant une avance par tour de 0^m,912 et un pas moyen de 1^m,103, a donné sur le même appareil 165 kilogrammes au point fixe à 1.050 tours et 132^{kg},5 en plein vol à 1.100 tours, réduction 20 %. A 72 kilomètres à l'heure, le rendement a été un des plus élevés et a atteint 0,70 (fig. 93).

Sur un petit biplan de 35 mètres carrés, poids vérifié 480 kilogrammes, hélice Passerat et Radiguet $d = 2^m,60$, $p = 1^m,20$ à $1^m,45$, 980 tours à la minute point fixe, poussée $P_1 = 120$ kilogrammes ; 1.080 tours par minute en vol, poussée $P_1 = 80$ kilogrammes, réduction 33 %. (fig. 94).

Par ces quelques exemples on voit quel intérêt capital s'attache à ce genre d'essais, et quelle différence de valeur il y a entre eux et les essais au point fixe.

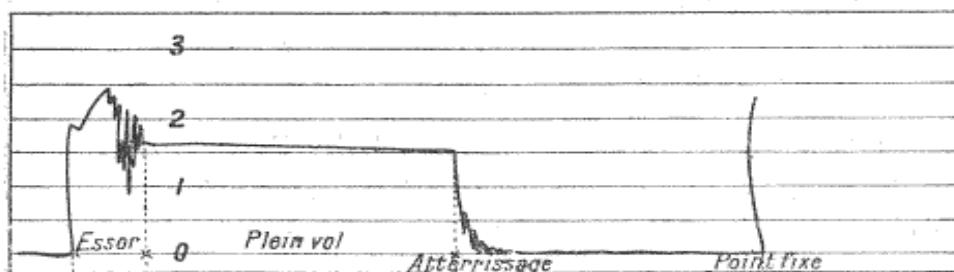


FIG. 94. — Hélice « Progressive ». Diamètre = 2^m,60,
pas = 1^m,20 à 1^m,45.

Traction en vol = 80^{kN}.
Nombre de tours = 1080.

Traction au point fixe = 120^{kN}.
Nombre de tours = 980.

Il est très désirable que MM. Legrand et Gaudart continuent ces essais qui seront indispensables aux constructeurs.

145. — Donnons maintenant un bref résumé des beaux travaux de M. Legrand. Dès le début, cet auteur montre la nécessité d'abandonner les notions de pas et de recul ; en effet, le pas d'une hélice est très loin d'être constant, il ne l'est même jamais ; les Wright traçaient suivant un pas croissant, puis décroissant ; M. Chauvière donne deux zones de pas différent raccordées par une zone à pas variable ; M. Ratmanoff et bien d'autres font des hélices à pas croissant, etc. Il faut donc abandonner la notion de pas, bien que celle de pas moyen permette de comparer grossièrement *a priori* deux hélices différentes mais de même diamètre. Quant à la notion de recul, elle présente au contraire un intérêt capital à notre avis, et tous les constructeurs le disent avec nous. Il ne faut pas la déduire de celle du pas comme on le fait toujours, mais de celle des

vitesses par la formule :

$$\lambda = 1 - \frac{v}{v_0},$$

v étant la vitesse d'avancement réelle et v_0 la vitesse fictive définie par :

$$v_0 = v + v',$$

v' est la vitesse moyenne de recul de l'air refoulé par l'hélice lorsqu'elle est au point fixe; M. Legrand dit que v_0 varie suivant le nombre de tours, c'est absolument évident et nous sommes entièrement de son avis, il en serait difficilement autrement puisque v' lui-même augmente avec le nombre de tours. Nous conviendrons donc que v' est la vitesse moyenne dans le cône de refoulement, vitesse qui correspond au même nombre de tours que celui auquel l'hélice doit tourner pour fournir en plein vol le rendement optimum pour lequel elle a été calculée.

Dans le fonctionnement en marche, la trajectoire d'une molécule se projette sur un plan perpendiculaire à l'axe suivant un arc de spirale et dirigée dans le sens du mouvement en avant de l'hélice, en arrière elle se retourne brusquement pour suivre une trajectoire en hélice en sens inverse de la rotation. Ces résultats sont les mêmes que ceux observés dans l'eau par Flamm. Comme nous le savons, les vitesses d'entrée et de sortie ne sont pas tangentes au même cylindre. La vitesse de refoulement est nulle ou très petite ou même négative au moyeu, elle passe par un maximum dans l'intervalle, et redevient nulle ou négative à la périphérie. Si le pas est croissant vers le distum, ou décroissant, les courbes de vitesse n'en sont pas changées, paraît-il. M. Legrand a constaté que la poussée en plein vol est toujours plus petite que celle observée au point fixe. Le couple nécessaire diminue aussi avec la vitesse. Le

rendement varie suivant le nombre de tours et la vitesse d'avancement, ce qui est évident *a priori*.

Il faut simplement s'attacher à faire fonctionner une hélice dans les conditions pour lesquelles elle a été calculée ; on sera sûr d'être ainsi dans le cas optimum. Enfin ces études en plein vol fournissent un renseignement très intéressant sur la résistance à l'avancement de l'aéroplane ; celle-ci est la somme de la trainée totale sur la voilure et des résistances passives. Ces données cataloguées et classées méthodiquement seront plus tard d'une très grande utilité pour établir la meilleure hélice, fonctionnant dans des conditions données, pour un aéroplane donné.

Il faudra se rapprocher toujours de ces circonstances, l'hélice est un instrument sans aucune souplesse d'allure ; sans cela on pourrait la faire tourner à des allures différentes, et munir un aéroplane d'un changement de vitesses comme pour une automobile, ceci permettant l'utilisation optima dans toutes les circonstances. C'est là que réside l'intérêt des hélices à pas variables.

Nous terminerons ici ces notes sur les hélices aériennes, notre seul désir sera qu'elles aient ouvert au lecteur quelques aperçus nouveaux et qu'elles puissent un jour lui être utiles¹.

1. Voir plus loin l'Appendice.

APPENDICE

146. — Études récentes de M. Drzewiecki. —

Nous avons vu précédemment au cours de cet ouvrage que M. Drzewiecki adoptait exclusivement pour profil de ses ailes d'hélices un profil plat à l'intrados et légèrement bombé à l'extrados (voir fig. 6, 48 et 61). Dernièrement ce savant ingénieur, abandonnant cette manière de faire, expérimentait au laboratoire de M. Eiffel différents profils à section creuse; en réalité les études portèrent sur 4 modèles de profils dénommés de la façon suivante (fig. 95).

N° 1. *Plat symétrique*: maximum d'épaisseur au milieu,

N° 2. *Plat*: maximum d'épaisseur à $\frac{1}{5}$ du bord d'attaque.

N° 3. *Profil creux*: maximum d'épaisseur à $\frac{1}{5}$ du bord d'attaque, et flèche du creux $\frac{4}{27}$.

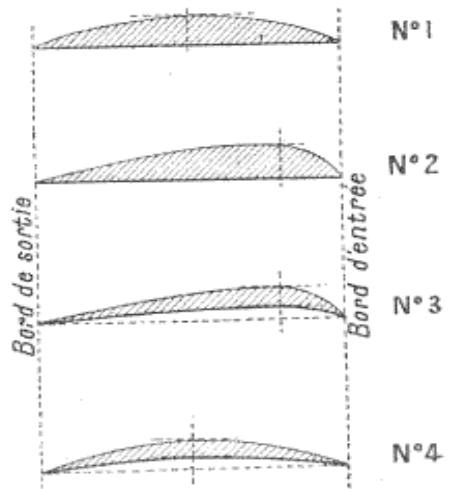


FIG. 95. — Nouveaux profils de M. Drzewiecki.

N° 4, *Profil creux type croissant* : ce profil est symétrique, et la flèche du creux est $\frac{1}{25}$.

Devant les résultats encourageants fournis au laboratoire de M. Eiffel, M. Drzewiecki a fait fabriquer plusieurs hélices avec le profil n° 3; l'une d'elles destinée au Blériot à 4 places type militaire muni du moteur Gnome de 100 chevaux à 14 cylindres.

Au point de vue théorique, les études de M. Drzewiecki sur ces profils lui ont montré que le rendement :

$$\eta = \operatorname{tg}(\beta - \alpha) \frac{1 - \mu \operatorname{tg}(\beta - \alpha)}{\operatorname{tg}(\beta - \alpha) + \mu},$$

va en diminuant du profil n° 1 au profil n° 4, l'angle d'attaque α croissant et étant presque toujours compris entre 2° et 6° , tandis que la puissance :

$$L = \frac{Q^3}{M^2} = K s \omega^2 f(\alpha) \cos \alpha \sqrt{\rho^2 + \varphi^2} \cdot \frac{(\rho - \mu \varphi)^3}{(\varphi + \mu \rho)^2},$$

va en croissant avec α .

Signalons quelques résultats d'essais tout récents effectués sur le dirigeable *le Temps*; il a donné dès sa sortie une vitesse de 49 kilomètres à l'heure, et les calculs de l'hélice tablaient sur une vitesse de 12^m,5 par seconde, soit identiquement la même; le rendement atteint a été exactement celui calculé, soit 75 0/0. C'est une hélice à 2 branches ayant le profil n° 3.

147. — Aperçus nouveaux sur notre théorie. —
Nous avons vu dans cette étude que nous ne pouvons nous placer dans les conditions du rendement optimum car nous serions amenés à une avance par tour variable du proximum au distum. Comme $0,5\varphi < \rho < 12\varphi$ en pratique, nous voyons que lorsque $\varphi < \rho < 2\varphi$ c'est-à-dire très près du proximum, l'angle $26^\circ 33' < \beta - \alpha < 45^\circ$;

or le tableau du paragraphe relatif aux conditions optima indique que dans les conditions pratiques ordinaires : $37^{\circ}16' < (\beta - \alpha)_m < 42^{\circ}10'$, c'est là l'angle optimum. Nous voyons donc que la zone de l'hélice où les conditions sont les plus voisines du rendement optimum est celle pour laquelle $\varphi < \rho < 2\varphi$. Dans cette zone il existera toujours une section pour laquelle le rendement a la valeur optima, celui-ci décroissant au-dessous de la valeur optima correspondante vers la section proximale, et diminuant également pour la section distale.

Voyons ce qu'il arriverait, si φ variait du proximum au distum de telle sorte que l'on soit dans les conditions optima. Il faudrait que φ augmentât du proximum au distum, et l'avance par tour réelle serait la moyenne de toutes ces valeurs. Comme toutes les parties de l'ailette sont solidaires les unes des autres, pour un tour, le distum avancerait d'une quantité plus grande que le proximum ; comme cela n'est pas possible, on aurait une valeur moyenne pour l'avance par tour, et alors le proximum avancerait plus qu'il ne devrait le faire, il y aurait une certaine avance, par suite l'angle d'attaque n'aurait plus la valeur prévue. Au contraire le distum avancerait moins qu'il ne doit le faire, il y aurait un certain recul d'où freinage. En résumé, au proximum l'angle d'attaque serait plus petit que l'angle optimum, et au distum il serait plus grand. De plus, on serait amené ainsi à donner une épaisseur plus grande au distum qu'au proximum, ce qui serait illégique et impossible à construire avec solidité. Cette solution n'aurait donc aucun intérêt pratique.

148. — Au cours de cette étude, nous avons été amené, à la suite de considérations théoriques sur la résistance à la pénétration du bord de l'aile, et sur l'in-

fluence du frottement, à mettre γ sous la forme :

$$\gamma = \frac{\delta b_1}{K} + \frac{H_0}{K} \cdot \frac{273}{\tau} \cdot \frac{1}{396^2} \cdot k,$$

ce qui dans les conditions choisies revenait à :

$$\gamma = 0,0038 + 0,172 \cdot k.$$

A la suite d'études théoriques nouvelles sur le frottement de l'air et la résistance à la pénétration des bords épais, études qu'il nous est impossible de reproduire ici vu leur longueur, nous avons été amené à mettre le coefficient γ sous la forme simple générale :

$$\gamma = F \cdot k,$$

F étant un coefficient numérique qui en moyenne est :

$$F = 0,0775.$$

Mise sous cette forme, l'expression de γ cadre très bien avec les besoins de la pratique actuelle et permet d'atteindre des rendements de 0,75 à 0,80 maxima; nous avons vérifié la justesse de cette expression sur un certain nombre d'hélices construites de différentes marques et de tracés variables.

Enfin étant donné que nous calculons le coefficient A par la formule de M. Drzewiecki :

$$A = \sqrt[4,3]{\frac{5000000 \varphi n^2}{vv^5}},$$

et que nous nous donnons d'avance le rendement γ que nous désirons obtenir (celui-ci étant bien entendu dans des limites pratiquement acceptables), il est bien plus simple et beaucoup plus logique de se servir de la théorie des ailes équiactives pour établir de la manière suivante la surface d'une aile :

149. — Connaissant les données du problème de la détermination de l'hélice pour un aéroplane donné, à savoir : la poussée P_t , la vitesse v , nous nous fixerons

un rendement η que nous devrons atteindre, et nous calculerons la puissance motrice strictement nécessaire pour le vol (car P_1 est la somme de la traînée et des résistances passives de l'aéroplane à la vitesse v), à l'aide de :

$$\eta = \frac{P_1 \cdot v}{75 \Phi}.$$

Ayant la puissance Φ' nous chercherons dans les moteurs construits un moteur d'aviation suffisamment léger et donnant une puissance supérieure (le plus possible) à Φ ; nous avons vu que cet excès de puissance amène comme conséquence un excès de poids transporté, et nous calculerons l'hélice comme si elle devait tourner à la vitesse de puissance maxima pour le moteur. Nous serons bien ainsi dans les conditions réelles du vol, et nous aurons l'excès de puissance voulu. Ce seront alors ces valeurs de Φ puissance calculée à l'aide du rendement, de n (correspondant à la puissance maxima du moteur), de v (vitesse d'avancement réel) que nous porterons dans le calcul de l'expression de A .

Ayant alors calculé A , nous déduirons des formules de M. Drzewiecki sur les ailes équiactives l'expression suivante pour la surface :

$$S = \varphi^2 \frac{(A - 0,05)^2}{6},$$

que nous corrigerons de la manière déjà indiquée :

$$S' = \frac{v'}{v} \times S.$$

Nous tracerons alors l'ailette rectangulaire ainsi délimitée, son centre de poussée étant supposé déplacé vers le distum et tel que :

$$B = 0,7A.$$

Ce sont là les conditions pratiques de beaucoup les plus fréquentes. Le contour rectangulaire étant tracé,

sera modifié selon les préférences pour avoir un bord d'entrée curviligne concave ou convexe, et un bord de sortie de forme voulue, on s'arrangera dans ce tracé pour que : 1° la surface soit la même que celle de l'ailette rectangulaire ; 2° le centre de poussée général se trouve sensiblement à la distance du centre : $B\varphi$, B étant défini comme ci-dessus. Le reste du calcul et du tracé restera identique ; on calculera la section proximale, dont la largeur servira d'origine au tracé de la surface développée plane.

On sera certain d'obtenir ainsi une hélice répondant rigoureusement aux conditions voulues.

150. — Exemple.

$$P_1 = 100 \text{ kilogrammes} ;$$

$$n = 20 \text{ tours-seconde} ;$$

$$v = 20 \text{ mètres par seconde} ;$$

$$v = 2 \text{ branches.}$$

Donnons-nous : $\eta = 0,75$; c'est, nous l'avons vu, un maximum pratique ; nous tirons de $\eta = \frac{vP_1}{75\Phi}$:

$$\Phi = 35,3 \text{ chevaux.}$$

Nous choisirons donc un moteur Gnome de 50 HP qui donne son maximum de puissance vers 1.200 tours, ce qui nous laissera une grande marge dans la puissance motrice nécessaire. Nous aurons alors en prenant : $\Phi = 35,5$, $n = 20$, $v = 20$, $v = 2$:

$$A = 8,724,$$

nous prendrons : $A = 9$, nous calculerons alors v' et nous aurons :

$$v' = 1,7371.$$

Le rapport de réduction est :

$$\frac{v'}{2} = 0,8685.$$

Le module est :

$$\varphi = 0^m,16.$$

Et nous aurons :

$$B = 6,3.$$

Nous prendrons $B = 6$ qui s'en rapproche le plus, et alors :

$$\mu_c = 0,0535,$$

pour cette section. Nous calculerons alors : $\operatorname{tg} \alpha_c$:

$$\operatorname{tg} \alpha_c = 0,0252,$$

d'où :

$$\alpha_c = 1^\circ 30'.$$

Par suite :

$$\gamma_c = 0,0031.$$

Et d'après notre nouvelle formule :

$$\gamma_c = 0,0775 \cdot k_c,$$

nous écrirons :

$$k_c = 0,04.$$

Nous aurons :

$$\rho_0 = 0^m,08, \quad \rho_n = 1^m,44,$$

d'où :

$$d = 2^m,88.$$

Nous aurons la surface :

$$S = \frac{\varphi^2 (A - 0,5)^2}{6} = 0^{m^2},3083.$$

Et enfin :

$$S' = 0^{m^2},2680.$$

La largeur de la pale pour la section 6 sera :

$$a_c = 0^m,226,$$

d'où :

$$m_c = 0^m,009.$$

Comme précédemment nous calculerons alors la section proximale; le poids de l'ailette sera calculé en supposant qu'on lui donne une épaisseur constante et égale à $0^m,01$. Dans ces conditions la force centrifuge donne dans une branche :

$$\frac{2}{3} \frac{0,2680 \times 0,01 \times 750}{9,81} \times \frac{1}{436^2} \times 0,96 = 4420 \text{ kilogrammes.}$$

La condition de résistance à la traction donne alors :

$$m'_0 \geq \sqrt{\frac{4420}{0,86 \times 1,2 \times 10^6}},$$

soit :

$$m'_0 \geq 0,049.$$

Pour la résistance à la flexion, nous aurons :

$$\operatorname{tg}(\beta - \alpha)_c = \frac{4}{B} = 0,166,$$

d'où :

$$(\beta - \alpha)_c = 9^\circ 30',$$

donc :

$$\beta_c = 9^\circ 30' + 4^\circ 30' = 14^\circ.$$

Le moment fléchissant sera donc :

$$\frac{50 \times 0,88}{0,982} = 44,9 \text{ m./kg.}$$

Il faudra alors que :

$$m'_0 \geq \sqrt[3]{\frac{44,9}{0,17 \times 1,2 \times 10^6}} = 0,060,$$

donc :

$$m'_0 \geq 0,060.$$

Nous prendrons alors :

$$m'_0 = 0,060, \\ a'_0 = 0,120.$$

Nous aurons :

$$k_0 = 0,500,$$

donc :

$$\gamma_0 = 0,0775 \times 0,5 = 0,0387,$$

d'où :

$$\operatorname{tg} \alpha_0 = \sqrt{\frac{0,25 + 0,0387}{1,25 + 0,0774}} = 0,0854.$$

Et par suite :

$$\alpha_0 = 4^\circ 50'.$$

Nous avons calculé les mêmes quantités pour toutes les autres sections dans le tableau suivant :

NUMÉROS des ÉLÉMENTS	m'	a'	k	γ	α	ϱ	$\beta - \alpha$	p_0	b'	μ	λ	τ_2	τ_1	η	
0	0,060	0,420	0,500	0,0387	4° 50'	0,08	63° 28'	68° 18'	4,261	0,412	0,2105	0,206	0,794	0,664	0,523
1	0,035	0,480	0,494	0,0170	3° 13'	0,46	43° 0'	48° 13'	1,490	0,434	0,4260	0,453	0,847	0,945	0,775
2	0,021	0,213	0,100	0,0078	2° 14'	0,32	26° 33'	28° 44'	1,082	0,403	0,0824	0,080	0,920	0,896	0,822
3	0,015	0,226	0,066	0,0052	1° 48'	0,48	18° 23'	20° 44'	1,100	0,078	0,0682	0,090	0,940	0,887	0,805
4	0,013	0,226	0,058	0,0045	1° 43'	0,64	44° 3'	45° 46'	1,428	0,061	0,0638	0,145	0,885	0,883	0,785
5	0,011	0,226	0,049	0,0038	1° 36'	0,80	14° 20'	12° 56'	1,148	0,051	0,0586	0,130	0,870	0,880	0,763
6	0,009	0,226	0,040	0,0031	1° 30'	0,96	9° 30'	11° 0'	1,462	0,043	0,0535	0,143	0,857	0,877	0,750
7	0,0083	0,226	0,037	0,0028	1° 25'	1,42	8° 6'	9° 31'	1,470	0,037	0,0505	0,147	0,853	0,862	0,734
8	0,0076	0,226	0,034	0,0026	1° 20'	1,28	7° 7'	8° 27'	1,480	0,033	0,0485	0,450	0,850	0,845	0,746
9	0,007	0,226	0,031	0,0024	1° 16'	1,44	6° 20'	7° 36'	1,200	0,030	0,0460	0,467	0,833	0,845	0,709

On se donne comme d'habitude le contour de l'aile que nous supposerons rectangulaire comme dans l'hélice Normale et la courbe des épaisseurs; on peut alors calculer entièrement le tableau ci-dessus. L'hélice obtenue est à fraction de pas décroissante du proximum au distum; le maximum d'épaisseur au moyeu est 0,140. Le tracé sera effectué par les méthodes que nous avons données et qui sont particulières à notre théorie. En résumé, les principales dimensions de nos hélices seront calculées par les excellentes formules de M. Drzewiecki, lesquelles ont fait largement leurs preuves, et ensuite nous calculerons la section proximale, puis toutes les autres en leur donnant un angle d'attaque décroissant, le plus voisin de la valeur correspondant au rendement maximum. C'est ici qu'intervient notre théorie; d'ailleurs les dernières études sur ce sujet ont montré que l'angle d'attaque doit décroître du proximum au distum, ou plus généralement quand le coefficient d'allongement de la section considérée, comme carène, est croissant.

Nous pensons que grâce à cette nouvelle manière de faire le projet d'une hélice, heureusement complétée par une construction très soignée, on obtiendrait ainsi des propulseurs réellement supérieurs.

A. GUÉRET.

Paris, le 31 mars 1941.

TABLE DES MATIÈRES

AVANT-PROPOS	1
--------------------	---

PREMIÈRE PARTIE

ÉTUDE TECHNIQUE

CHAPITRE I

Paragraphes.		Pages.
4, 2	Hélice géométrique	4
3, 4, 5	Surface hélicoïdale.....	3
6, 7	Aile de propulseur hélicoïdal.....	5

CHAPITRE II

8	Notations.....	9
9, 10, 11, 12,	Résistance à la pénétration du bord de l'aile.....	11
13, 14, 15		
16, 17, 18	Influence du frottement de l'air.....	19
19	Influence de l'inertie et de la force centrifuge sur l'air	23
20, 21	Vitesse de rotation de l'hélice.....	26

CHAPITRE III

22, 23, 24	Recul. — Rendement. — Rendement maximum.....	31
25	Rapport de la poussée à la trainée.....	37
26, 27, 28	Angle d'attaque optimum. — Conditions optima.....	40
29	Module. — Variations du pas le long du rayon.....	51
30, 31, 32	Variations du recul le long du rayon.....	53

CHAPITRE IV

Paragraphes.		Pages.
33, 34, 35	Influence de l'angle d'attaque et de l'angle d'inclinaison sur le rendement.....	59
36, 37	Rendement de construction. — Rendement d'appropriation.....	69
38, 39	Influence du vent sur le fonctionnement de l'hélice.	72

CHAPITRE V

40	Poussée et trainée d'une section. — Poussée totale et trainée totale pour une aile.....	76
41, 42	Surfaces équiactives. — Détermination de A.....	77
43, 44, 45	Rayon moyen. — Poussée totale. — Conditions de possibilité.....	79
46, 47	Calcul de la surface. — Principales dimensions.....	84
48, 49, 50	Résistance de l'hélice aux efforts de traction et de flexion.....	86
51, 52, 53	Détermination des autres dimensions principales....	91
54, 55, 56,	{ Application de cette méthode de calcul.....	95
57, 58, 59		

CHAPITRE VI

60, 61, 62	Efficacité de Renard ; — Efficacité de Wellner; — Puissance.....	107
63	Hélices semblables.....	113
64	Qualité des ailes.....	114
65, 66, 67	Expressions de P_1 et ϵ en fonction de n et de d	116

DEUXIÈME PARTIE

TRACÉ DE L'HÉLICE

CHAPITRE I

68	Tracé.....	123
69, 70, 71,	{ Forme longitudinale de l'ailette.....	125
72		
73	Forme des sections.....	134
74, 75, 76	Nombre des ailes.....	137

TABLE DES MATIÈRES

299

CHAPITRE II

Paragraphes.		Pages.
	Epures de quelques-unes des principales hélices continues.....	146
77	Hélice « Intégrale » de L. Chauvière.....	146
78	Hélice « L. E. » de Lioré.....	148
79	Hélice « Levasseur ».....	150
80	Hélice « Normale » de Ratmanoff.....	152
81	Hélice « Perfect » de Fougeron.....	155
82	Hélice « Perfecta » de L. George.....	155
83	Hélice « Progressive » de Passerat et Radiguet.....	157
84	Hélice « Rapid » de B. Montet.....	159
85	Hélice « Rationnelle » de L. Pelliat.....	161

CHAPITRE III

86, 87, 88	Tracé d'une hélice à construire. — Exemple.....	164
------------	---	-----

TROISIÈME PARTIE

CONSTRUCTION

CHAPITRE I

89	Fabrication des hélices métalliques.....	171
90	Fabrication des hélices en bois.....	172
91	Procédé monobloc.....	174
92	Procédé en superposés.....	177

CHAPITRE II

93, 94, 95, 96	Des bois à employer.....	181
97, 98, 99, 100	Les colles, l'insolubilisation, le collage.....	187
101	Entoilage, toiles à employer.....	191
102, 103	Vernissage, laquage.....	193

CHAPITRE III

104, 105, 106, 107	Effets gyroscopiques ; — Equilibrage ; — Rôle comme volant.....	196
-----------------------	---	-----

CHAPITRE IV

Paragraphes.		Pages.
	Fabrication de quelques-unes des hélices les plus connues.....	206
108, 109, 110, 111, 112	{ Hélice « Intégrale » de L. Chauvière.....	206
113, 114, 115, 116, 117	{ Hélice « Normale » de Ratmanoff, licence Drzewiecki.....	220
118, 119	Autres hélices.....	232

QUATRIÈME PARTIE

ESSAIS

CHAPITRE I

120	Recul en plein vol.....	236
121, 122, 123, 124	{ Essais au point fixe.....	237
125, 126, 127	{ Méthode du tunnel.....	248
128, 129, 130, 131, 132	{ Essais sur l'hélice en mouvement.....	253

CHAPITRE II

Résultats d'essais

Essais au point fixe

133	Essais du Conservatoire des Arts et Métiers, par M. Boyer-Guillon.....	262
134	Essais comparatifs d'une « Intégrale » et d'une « Perfect » de modèle réduit.....	264
135	Essais des hélices « Intégrales ».....	265
136	Essais d'une hélice « Normale ». — Proportions usuelles.....	267
137	Essai d'une hélice « Perfecta ».....	274

TABLE DES MATIÈRES

301

Paragraphes.		Pages.
138	Essai d'une hélice « Progressive ».....	271
139	Essais d'hélices « Rationnelles », « Tellier », « Levasseur », « Lioré », « Rapid ».....	273
140	Essais de MM. Lumet et Auclair.....	274
 <i>Essais sur l'hélice en marche</i>		
141, 142, 143	Essais du capitaine Dorand à Chalais-Meudon.....	275
144, 145	Essais de M. Legrand et de M. Gaudart.....	280

APPENDICE

146	Etudes récentes de M. Drzewiecki.....	287
147, 148, 149	Aperçus nouveaux sur notre théorie.....	288
150	Exemple.....	292

TOURS, IMP. DESLIS FRÈRES, 1900, 6, AVENUE GAMBETTA.



