BULLETIN

MENSUEL

DE LA

SOCIÉTÉ INDUSTRIELLE

DU NORD DE LA FRANCE

paraissant le 15 de chaque mois.

38e ANNÉE.

N° 162. — NOVEMBRE 1910.

SIÈGE DE LA SOCIÉTÉ :

LILLE, rue de l'Hôpital-Militaire, 116, LILLE

LILLE

IMPRIMERIE L. DANEL

1910.

SOMMAIRE DU BULLETIN N° 162.

SOCIÉTÉ INDUSTRIELLE
du Nord de la France

Déclarée d'utilité publique par décret du 12 août 1874.

BULLETIN MENSUEL

N° 162

38e ANNÉE. — NOVEMBRE 1910.

PREMIÈRE PARTIE

TRAVAUX DE LA SOCIÉTÉ

Assemblée générale du 27 Octobre 1910.

Présidence de M. BIGO-DANEL, Président.

Le procès-verbal de la dernière réunion est adopté.

Excusés. MM. Guérin, Nicolle, Julien Thiriez, Descamps, Liévin Danel, Descamps, Kestner, Charrier, Cotté, Goutierre, s'excusent de ne pouvoir se rendre à la réunion.

Correspondance. M. Frois, remercie la Société Industrielle de la publication au Bulletin de son travail récompensé au concours de 1909.

Des avis d'organisation sont parvenus, concernant le Congrès des Sociétés Françaises de Géographie, le Congrès des Sociétés Savantes, le Congrès du Froid.

M. le Présiednt communique une lettre de M. Hochstetter, qui a représenté la Société à la fête d'inauguration des nouveaux locaux de la Société Industrielle de Mulhouse. Une dépêche vient d'arriver par laquelle il annonce un compte-rendu des réceptions brillantes auxquelles il assiste.

Excursion.

M. le Président annonce qu'une visite est organisée à la station centrale de la Société Lilloise d'Éclairage Électrique à Lomme.

Plis cachetés.

Des plis cachetés ont été déposés par MM. Dumont (N° 591), Darras-Verbiése (N° 592) et Boulez (593 et 594).

Communications
M. Neu
L'humidification dans l'industrie textile.

M. Neu explique que le Comité de Filature et de Tissage a entrepris une étude relative à l'humidification dans l'industrie textile. Il a paru utile à son Président M. A. Scrive-Loyer de réunir en un rapport préalable tout ce qui concerne le chauffage et la ventilation des usines. C'est ce travail qu'apporte M. Neu.

En raison de son étendue il ne peut en donner qu'un résumé, en indiquant les principaux points traités.

L'étude comporte encore un chapitre non terminé sur l'humidification.

M. le Président remercie M. Neu d'avoir bien voulu se charger de ce gros travail qui sera d'une grande utilité pour la filature et le tissage.

Le bulletin le reproduira *in extenso* pour que chacun puisse l'étudier.

M. Lemoult
colorants dérivés du diphényléthène.

M. Lemoult a poursuivi l'étude des leucobases et colorants dérivés du diphényléthène dont il a déjà entretenu l'assemblée.

Il apporte les nouvelles raisons qui le poussent à admettre que ce sont de véritables leucobases. Il montre que la présence d'un atome d'hydrogène directement attaché sur le carbone éthylénique est nécessaire pour qu'on ait une leucobase et que c'est sans doute sur cet hydrogène que se porte l'oxydation.

Il complète sa démonstration par des expériences où il montre que l'oxydation donne une coloration très intense ou au contraire assez faible suivant que le carbone éthylénique porte un hydrogène ou non.

M. le Président remercie M. Lemoult de sa communication qu'il voudra bien publier dans le bulletin.

Scrutin. MM. Charles Mulié-Delecaille, Henri Tesse et Voituriez sont élus membres ordinaires à l'unanimité.

DEUXIÈME PARTIE.

TRAVAUX DES COMITÉS.

Comité du Génie civil, des Arts mécaniques et de la Construction.

Séance du 11 octobre 1910.

Présidence de M. CHARRIER, Président.

Le procès-verbal de la dernière séance est adopté.

MM. Cotté, Kestner et Mercier s'excusent de ne pouvoir assister à la réunion.

M. Didier décrit quelques modèles de lampes de sûreté à acétylène pour les mines grisouteuses Il représente les dispositifs de chacune, il signale comment s'effectue l'évacuation de l'excès de gaz qui se produit par une extinction : il fait remarquer que le rallumage présente un certain danger car le gaz dégagé fait explosion.

Le défaut commun de toutes ces lampes est le nettoyage qu'elles exigent pour chaque poste.

Par contre elles permettent de déceler 1 $^0/_0$ de méthane, et leur pouvoir éclairant est considérable ce qui est une cause de sécurité, dans l'examen du toit.

Cependant la Commission du grisou belge ne semble pas favorable.

M. le Président fait remarquer que l'odeur désagréable peut être une gêne.

Cet inconvénient n'est pas considérable si on emploie du carbure de bonne qualité, surtout à cause de la ventilation énergique des mines.

M. le Président prie M. Didier de donner en Assemblée générale son intéressante communication, et l'en remercie.

Comité de la Filature et du Tissage.

Séance du 6 octobre 1910.

Présidence de M. Antoine SCRIVE-LOYER, Président.

Le procès-verbal de la dernière réunion est adopté.

MM. Boniface, de Prat, Durand, Nicolle, s'excusent de ne pouvoir assister à la séance.

La correspondance comprend une lettre de M. Groult qui annonce l'envoi d'échantillons de fibres textiles de Madagascar : ces échantillons sont à la disposition des membres qui désireront les voir.

M. le Président donne lecture des résultats parvenus depuis la dernière séance concernant l'enquête sur l'hygrométrie : ce sont ceux des Sociétés industrielles de Reims, de Roubaix et de Fourmies.

La Société Industrielle de Rouen a communiqué quelques exemplaires d'une brochure qu'elle a faite sur la même question. Lecture en est donnée.

Les examens d'études textiles sont fixés aux dimanches 20 et 27 novembre. Les commissions d'examen sont constituées pour chacune des catégories : tissage, filature du lin, filature du coton, filature de la laine.

M. Neu communique la première partie de son étude sur l'état hygrométrique des ateliers : vu la longueur du travail, il résume les différents chapitres qui contiennent les généralités sur la chaleur, le chauffage et la ventilation. Il insiste sur la détermination du nombre de calories qui se dégagent dans un atelier.

M. Kestner fait remarquer que sa connaissance est capitale en humidification : les données qu'on possède sont d'ailleurs assez précises en ce qui concerne la chaleur dégagée par le personnel, par les appareils de chauffage et d'éclairage.

M. Bocquet pense qu'il en est autrement de celle qui provient des machines, qu'on apprécie en général d'une façon tout à fait arbitraire, parce qu'aucune mesure précise n'a été faite.

On pourrait, propose M. Carles, apprécier le travail mécanique qui ne se transforme pas en chaleur et en déduire la portion transformée par différence. Mais cela est souvent impossible, comme en filature.

M. le Président remercie M. Neu de son exposé très intéressant, qu'il voudra bien lire en Assemblée générale et faire passer au Bulletin.

Comité des Arts chimiques ou agronomiques

Séance du 12 octobre 1910.

Présidence de M. LEMAIRE, Président.

Le procès-verbal de la dernière réunion est adopté.

M. Boulez demande que la Société reçoive le *Chimist and Droguist* et le journal *für prakitsche Chimie*. Il constate aussi que la Bibliothèque ne possède aucune revue de corps gras.

Ces différents vœux seront portés au Conseil.

Le mémoire de concours N° 2 est confié à l'examen de MM. Bouriez, Lacombe, Lemoult, Lescœur.

M. Lemoult complète la communication qu'il a faite sur les nouveaux colorants et les nouvelles leucobases dérivés du diphényléthène : il a cherché à établir que ce sont bien des leucobases ; en comparant deux isomères dont l'un possède un hydrogène sur le carbone éthylénique et l'autre n'en a pas, il a constaté que seul le premier réagit comme une leucobase.

M. Lemoult, après avoir signalé l'action du brôme sur ces corps, termine en espérant poursuivre l'étude de ces leucabases et apporter de nouveaux résultats.

M. le Président remercie M. Lemoult et le prie de faire cette communication en Assemblée générale.

Comité du Commerce, de la Banque et de l'Utilité publique.

Séance du 13 octobre 1910.

Présidence de M. BOCQUET, Président.

Le procès-verbal de la dernière réunion est lu et adopté.

L'examen du dossier concours N° 9 est confié à M. le Colonel Arnould.

M. Bocquet signale les principales communications faites au Congrès des maladies professionnelles tenu à Bruxelles en 1910,

La définition même de la maladie professionnelle présente de grandes difficultés et a provoqué d'intéressants rapports. On se trouve facilement entraîné à une acception trop large de cette catégorie de maladies et leur réparation intégrale finirait par conduire à l'assurance-maladie.

D'autres questions ont été examinées, relatives à l'enkylostomasie et sa prévention, à l'éclairage des ateliers et aux lésions oculaires, à l'emploi des caissons à air comprimé et aux mesures de sécurité indispensables.

M. Bocquet cite enfin l'organisation médicale de la Société d'*Escaut et Meuse*, à Anzin, qui peut être considérée comme un modèle.

Le Comité remercie son Président de sa communication si intéressante et le prie de la faire en Assemblée générale.

M. Goutierre expose les bases sur lesquelles certaines compagnies assurent les capitaux contre le chômage en cas d'incendie. Après un rapide historique de ce genre d'assurance, il explique que l'assurance-chômage ne peut se concevoir que comme complément de l'assurance principale dont elle subit le sort.

M. le Président pense que c'est là un défaut, car on peut imaginer que les clauses de déchéance ne soient pas les mêmes pour les deux assurances.

M. Goutierre répond que c'est l'impossibilité de faire autrement qui a conduit à ce système.

M. Vanlaer ajoute que la prime supplémentaire qui en résulte peut être en somme considérée comme une simple augmentation de la prime principale.

M. le Président remercie M. Goutierre de sa communication qu'il voudra bien lire en Assemblée générale.

TROISIÈME PARTIE.

TRAVAUX DES MEMBRES

L'AVIATION ET SES LOIS EXPÉRIMENTALES

(Suite)

Par M. Alexandre SÉE,
ancien élève de l'École Polytechnique.

CHAPITRE VII.

LE VOL DES OISEAUX

Nature du vol. — Mouvement de l'aile. — Le vol ramé propulsif. — Vitesse des oiseaux. — Travail dépensé par les oiseaux. — L'orthoptère et l'ornithoptère.

Nous n'examinerons que brièvement le vol des oiseaux, la question ayant été élucidée dans ses grandes lignes par les admirables travaux de E.-J. Marey; nous renvoyons le lecteur à son ouvrage capital *Le vol des oiseaux* (1), où l'auteur a indiqué le résultat de ses

(1) Paris, Masson, 1890.

études chronophotographiques sur le mécanisme du coup d'ailes, tant à l'abaissée qu'à la remontée.

Toutefois, le sujet n'est pas épuisé, et tout en admirant sans réserves la très haute valeur de l'œuvre personnelle de Marey, on peut regretter qu'il ait, dans les chapitres de documentation, accueilli sans un contrôle suffisant des affirmations et renseignements émanant de sources peu autorisées.

En outre, d'une manière générale, sa méthode chronophotographique a été appliquée pendant la période d'essor de l'oiseau, période où il n'a pas encore pris toute sa vitesse, et où le mouvement n'est pas le même qu'en plein vol.

Nous avons, dans le premier chapitre, expliqué en partie le mécanisme du vol. Nous avons vu que le vol orthogonal n'existe pas. Ce vol serait un extrême gaspillage d'énergie ; c'est parce qu'il croyait à sa réalité que Navier (1) arrivait par le calcul à cette conclusion célèbre que 13 hirondelles dépensent en volant un cheval-vapeur. Ses calculs sont un exemple du danger des hypothèses arbitraires, qui ne sont basées sur aucune donnée sérieuse et contrôlée. Ainsi il admet que l'hirondelle, quand elle vole avec une vitesse de 15 mètres à la seconde, donne 35 battements d'aile par seconde, et que la vitesse de l'aile est 3 à 4 fois plus grande que celle de la translation de l'oiseau. C'est de la fantaisie ; ce n'est pas ainsi qu'on doit étudier les phénomènes naturels.

Nous avons mentionné le vol oblique sur place, qui comporte toujours un mouvement oblique dans lequel la surface balayée est bien supérieure à la surface de l'aile ; ensuite le vol ramé propulsif, qui est l'allure habituelle des oiseaux.

Enfin nous avons mentionné le vol à voile, cas particulier qui doit être étudié à part (2).

Revenons sur le vol ramé propulsif. En principe, il est analogue

---

(1) Navier, *Mémoires de l'Institut*, t. II, 1829.

(2) A. Sée, Le vol à voile et la théorie du vent louvoyant, Paris, Vivien, 1909.

au vol aéroplane ; ce qui le prouve, c'est que pendant la remontée l'aile est frappée en dessous par l'air ; elle a donc une action sustentatrice, en même temps que retardatrice, exactement comme un plan d'aéroplane.

Pour remonter son aile, l'oiseau n'a pas à faire travailler ses muscles élévateurs, qui sont du reste très peu développés, mais seulement à relâcher un peu ses muscles pectoraux qui abaissent l'aile, de façon à céder sous l'action de l'air.

L'aile est toujours frappée en dessous par l'air.

L'hypothèse que les plumes, à la remontée, s'écartent comme des clapets est reconnue fausse depuis longtemps, sauf au moment de l'essor, quand l'oiseau n'a pas encore pris sa vitesse. On peut à ce sujet faire remarquer que les chauves-souris, qui n'ont pas de plumes, volent cependant.

L'abaissée de l'aile ne se fait pas verticalement, mais obliquement d'arrière en avant. Qu'est-ce qui produit cette obliquité ? La direction des fibres musculaires des pectoraux y contribue un peu ; mais ce n'est pas là la vraie cause, et, comme dit Marey, « on chercherait vainement, dans l'appareil moteur de l'aile de l'oiseau, un muscle puissant dont les fibres expliqueraient, par leur direction, le mouvement en avant de l'aile qui s'abaisse (1). »

La vraie cause est dans la forme de l'aile, comme l'a montré Müller (2) ; en abaissant une surface en forme d'aile dans de l'air rendu visible par de la fumée, cet expérimentateur a remarqué que l'air chassé s'échappe exclusivement du côté du bord arrière de l'aile. Il est possible que le bord antérieur épais forme un bourrelet qui s'oppose à l'écoulement de l'air de ce côté ; Müller, au moyen d'un éventail en papier qu'il bordait d'un côté avec une bandelette de papier formant un léger relief, a obtenu le résultat attendu. La flexibilité du bord arrière est certainement aussi pour beaucoup dans le

---

(1) *Loc. cit.*, p. 262.

(2) Müller, *Comptes rendus de l'Acad. des Sciences*, t. C, p. 1317.

phénomène; un coup d'œil sur la figure 84 (page 709) fait comprendre que la partie postérieure de l'aile, fléchie sous la pression de l'air, repousse cet air obliquement en arrière.

Par réaction, l'aile est poussée en avant.

Mentionnons encore, comme troisième cause du phénomène, l'ingénieuse assimilation que le commandant Thouveny en a faite avec les phénomènes d'auto-rotation (1) ; l'aile, animée à la fois d'un mouvement de translation et d'un mouvement d'abaissée, attaque l'air exactement dans les mêmes conditions qu'un élément de plan en auto-rotation, et, par suite, l'action propulsive du coup d'aile peut s'expliquer, même sans faire intervenir la forme des bords antérieur et postérieur de l'aile; une aile plane pourrait obtenir une action propulsive, mais vraisemblablement beaucoup plus faible.

La force propulsive éprouvée par l'aile est facile à constater ; le duc D'Argyll (2) a montré qu'on peut s'en convaincre en prenant à la main l'aile d'un oiseau, desséchée en extension, et en cherchant à l'abaisser vivement ; le coup éprouve alors une déviation latérale qui entraîne le bras du côté du bord rigide l'aile.

Une expérience fort simple de J. Pline est également très caractéristique. On prend un bambou et l'on fixe à son extrémité flexible une corde qu'on tend comme celle d'un arc, en l'attachant au corps même du bambou, vers son tiers inférieur. Deux autres petits morceaux de bambou sont liés à la tige principale, également courbés en arcs et reliés à la corde qui en rattache tous les sommets entre eux. Sur cette carcasse légère, on colle de l'étoffe ou du papier. Si on saisit cet appareil par son manche, et qu'on essaie de frapper l'air à plat, il sera absolument impossible de diriger le coup directement en bas. Plus on y mettra de force et par conséquent de vitesse, plus le bras sera violemment dévié par l'aile factice qui se porte du côté de sa nervure. Rien de plus saisissant que cette petite expérience, qui donne

---

(1) Thouveny, le vol ramé et les formes de l'aile, *Revue d'Artillerie,* juillet 1909.

(2) D'Argyll, l'*Aéronaute,* juin 1868.

mieux que toute explication la sensation de la réaction propulsive de l'air.

Cette action propulsive explique l'obliquité du mouvement de l'aile, et explique aussi le mécanisme du vol ramé propulsif. Puisque la remontée de l'aile est sustentatrice, le coup d'aile n'a pas pour but la sustentation ; le planement avec ailes immobiles y suffirait ; le coup d'aile a pour but la propulsion.

Pendant l'abaissée se produit une force propulsive énergique ; pendant la remontée il existe une force retardatrice, mais moins grande.

Le battement d'ailes joue le même rôle que l'hélice d'un aéroplane. Chez les oiseaux de mer à grandes ailes étroites, la plus grande partie de l'aile reste immobile comme un plan d'aéroplane ; seule l'extrémité de l'aile, appelée le *fouet*, a un battement propulsif, comme s'il constituait un organe propulsif spécial.

La théorie de l'aéroplane, dans ses grandes lignes, est applicable au vol ramé propulsif des oiseaux. Il existe pour eux une vitesse de moindre travail et une vitesse de moindre puissance, probablement très voisines l'une de l'autre ; et une vitesse maxima qu'ils obtiennent en donnant toute leur force, par exemple lorsqu'ils fuient un ennemi.

Dans le planement, l'analogie avec les aéroplanes est presque complète, sauf que l'oiseau possède la faculté de modifier la forme et l'étendue de ses ailes. Il règle sa vitesse et son angle d'attaque en portant les ailes plus ou moins en arrière.

VITESSE DES OISEAUX.

La question de la vitesse des oiseaux a été généralement envisagée d'une façon si peu scientifique, qu'on ne sait à peu près rien sur ce chapitre.

On ne connaît exactement la vitesse d'aucun oiseau.

« Très variable pour les différents oiseaux, dit Marey (1), la vitesse du vol n'a été exactement mesurée que pour les pigeons voyageurs, à cause de la facilité particulière qu'on a de noter l'heure du lâcher et celle de l'arrivée au colombier. Leur vitesse moyenne se déduit exactement du temps qu'ils ont employé à franchir une distance connue. » Nous serons plus réservés. S'il n'y avait pas de vents et de courants aériens, on pourrait effectivement procéder ainsi ; mais il existe des courants qui, aux diverses altitudes, ont des vitesses différentes ; il paraît certain que les pigeons voyageurs recherchent et utilisent les courants favorables ; la méthode ci-dessus perd donc toute valeur.

On a publié des tableaux donnant les vitesses des oiseaux : caille, pigeon, faucon, canard, aigle, hirondelle, martinet ; tableaux que les auteurs se transmettent religieusement, sans contrôle. Nous ne les reproduirons pas ; insistons au contraire sur leur inanité ; profitons-en pour détruire, s'il se peut, cette absurde légende qui veut que le martinet fasse 89 mètres par seconde. Quel est l'auteur responsable de cette affirmation, et comment a-t-il bien pu faire pour mesurer ces 89 mètres par seconde, ce qui ne devait pas être facile du tout ?

Nous avons trouvé la phrase suivante dans un ouvrage de A. de Brevans intitulé *La Migration des oiseaux* (Bibliothèque des Merveilles, 1880) :

« Toussenel rapporte que le naturaliste italien Spallanzani a calculé que les martinets faisaient quatre-vingts lieues à l'heure, ce qui fait un vol de 89 mètres par seconde. »

Ainsi, voilà la source : c'est Toussenel, auteur estimé mais autorité scientifique contestable, qui rapporte une affirmation de Spallanzani.

Nous avons dernièrement (2) fait appel aux érudits pour recher-

---

(1) *Loc. cit.*, p. 35.

(2) A. Sée, Quelle est la vitesse des martinets, l'*Aérophile*, 15 mars 1910.

cher ce qu'a dit exactement cet auteur, et si ses mesures méritent confiance ; nous n'avons reçu aucune réponse.

Dès maintenant il semble bien établi que ce fameux chiffre de 89 mètres provient tout simplement de cette évaluation de 80 lieues à l'heure, évaluation très vague et en nombres ronds, qu'il serait dangereux de prendre au pied de la lettre.

Nous craignons bien que tout cela ne soit que de la pure fantaisie. C'est le même Toussenel qui prétend que la frégate dort en l'air. « M. d'Esterno a fort justement critiqué cette assertion en demandant à quoi on peut reconnaître qu'un oiseau dort en l'air. M. de Brevans, lui, s'étonne qu'on exige des preuves, et il n'hésite pas à affirmer que les martinets aussi dorment en l'air. « J'en ai maintes fois vu, dit-il (1), se tenir en l'air, en quelque sorte immobiles, c'est-à-dire ne faisant que de minimes mouvements pour se maintenir contre la brise. De là à supposer qu'ils faisaient une sieste, il n'y avait qu'un pas ; et je l'ai admis, n'en voyant pas d'autre explication (*sic*). »

Quelle admirable méthode de raisonnement !

Voilà, n'est-il pas vrai, des autorités bien dignes de foi ! On voit combien il est nécessaire de passer au crible de la critique toutes les affirmations et légendes qu'on se repasse de main en main.

Quelle est donc la vitesse des oiseaux ?

D'abord, ce terme est très vague. Un oiseau n'a pas une vitesse, comme les auteurs semblent le croire ; chaque oiseau dispose d'une certaine gamme de vitesses, depuis la plus faible qu'il peut soutenir, pour l'essor, jusqu'à la plus rapide, lorsqu'il fuit un ennemi. Lorsqu'il voyage, ou lorsqu'il chasse, il adopte des vitesses intermédiaires. Si on pouvait mesurer la vitesse d'un oiseau à un moment donné, on ne saurait pas si c'est son allure normale, ou une allure accélérée ou ralentie. Il y a donc là, d'avance, une grande cause d'indétermination.

Quoi qu'il en soit, quels renseignements sérieux possède-t-on sur la vitesse des oiseaux ?

---

(1) *Loc. cit.*, page 128

Marey a mesuré par la chronophotographie la vitesse d'un goéland qui venait de prendre l'essor ; il a trouvé 8 mètres par seconde (environ 30 kilomètres à l'heure) Mais il est clair que l'oiseau n'avait pas encore acquis toute sa vitesse.

D'après les mesures des colombophiles, les pigeons voyageurs feraient un peu plus de 80 kilomètres à l'heure.

Wilbur Wright a constaté qu'en 1905 son aéroplane, qui faisait entre 60 et 65 kilomètres à l'heure, dépassait tous les oiseaux, et il estime que la vitesse des oiseaux reste comprise entre 30 et 60 kilomètres à l'heure.

En chemin de fer, tout le monde peut constater que les passereaux et corneilles sont fortement distancés par les trains express, même lorsque ceux-ci vont à une vitesse modérée voisine de 75 à l'heure, et quel que soit le sens du vent. On peut en conclure que ces oiseaux ne dépassent guère 50 à l'heure. Marey prétend (1) que les pigeons, hirondelles et martinets dépassent les express ; pour notre part, nous en doutons fort, ayant toujours observé le contraire, et très nettement.

En 1909, à Steenwerck (Nord), par un vent assez violent d'environ 20 à 25 mètres par seconde, nous avons observé que les hirondelles étaient clouées sur place et même reculaient nettement, malgré des efforts visibles pour avancer Un pigeon qui passait, avançait, mais fort lentement. Ce qui prouve que l'hirondelle vole moins vite que le pigeon, et qu'elle ne peut dépasser 80 à l'heure environ, même en s'employant à fond.

Un renseignement extrêmement intéressant nous a été donné à l'occasion du Circuit de l'Est, en août 1910. Dans l'étape Douai-Amiens (80 kilomètres), 50 pigeons voyageurs ont été lâchés en même temps que partaient les aéroplanes Blériot montés par Leblanc et Aubrun.

Leblanc est arrivé premier en 1 h. 7 m. 31 s., avec une vitesse

---

(1) *Loc. cit.*, page 37.

moyenne de 72 à l'heure, distançant de six minutes le premier pigeon qui a fait du 65 à l'heure. Aubrun, qui a fait du 57 à l'heure, se classe au milieu du lot de pigeons, dont la moitié a par conséquent fourni une vitesse moyenne moindre que 57 à l'heure.

Reste à faire la correction du vent. Il est difficile de faire une évaluation certaine ; toutefois, on peut remarquer que, dans les six étapes du Circuit de l'Est, la vitesse du premier aéroplane a varié entre 60 et 87 à l'heure, tantôt avec vent en arrière, tantôt avec vent debout ; la vitesse propre a donc dû être de 75 à 80 à l'heure environ ; il faudrait par suite majorer légèrement les chiffres trouvés ci-dessus, ce qui nous amène à cette conclusion que les pigeons voyageurs font entre 60 et 75 à l'heure. Nous croyons qu'on peut considérer cette donnée comme exacte.

Résumons-nous. La vitesse des oiseaux est moins grande qu'on ne l'a supposé. Les oiseaux rapides ne font guère plus de 70 à 80 à l'heure. La plupart font entre 30 et 60 à l'heure.

TRAVAIL DÉPENSE PAR LES OISEAUX

Quel est le travail dépensé par les oiseaux pour voler ?

Voilà encore une question mal élucidée, et même mal posée.

D'abord, les diverses espèces d'oiseaux dépensent, par unité de poids, des quantités de travail très différentes, suivant leur taille.

Les oiseaux grands et petits sont, à peu de chose près, géométriquement semblables. Nous avons constaté ce fait général dans le 1er chapitre, à propos de la loi des cubes, par la comparaison des surfaces et des poids (1). On peut le constater également par la comparaison des envergures et des poids. Sans doute il y a des variations notables, mais dans l'ensemble la similitude apparaît nettement du haut en bas de l'échelle.

---

(1) Voir page 480.

Par suite, la loi des cubes est applicable ; d'où il résulte que le travail dépensé varie comme la racine carrée de la charge alaire, ou comme la racine carrée des dimensions linéaires, ou encore comme la racine sixième du poids.

Ainsi, entre un oiseau-mouche et un albatros, le rapport des poids est à peu près de 1 à 1.500 ; le rapport des quantités de travail nécessaires par unité de poids sera de 1 à $\sqrt[6]{1,500}$, ou de 1 à 3,4. Un albatros doit dépenser proportionnellement trois ou quatre fois plus de travail qu'un oiseau-mouche pour voler. Aussi voyons-nous que les gros oiseaux ne pratiquent pour ainsi dire jamais le vol ramé ; ils ne font que du vol à voile, et lorsque le vent n'est pas favorable ils restent perchés. Le vol ramé est pour eux un effort violent qu'ils ne font pas sans absolue nécessité.

Le résultat physiologique de ce fait est que les oiseaux voiliers ont des muscles pectoraux beaucoup moins développés que les oiseaux rameurs ; chez le pigeon les pectoraux constituent $\frac{1}{4,3}$ du poids du corps, et seulement $\frac{1}{10,5}$ chez la mouette.

Les moyens de mesurer le travail dépensé par les oiseaux sont peu précis.

Le docteur Richet a essayé de l'évaluer en considérant la quantité de nourriture prise par l'oiseau.

On peut aussi, comme pour les aéroplanes, considérer un oiseau descendant en planement, et évaluer sa vitesse et son angle de chute.

Marey a essayé, par la chronophotographie et la trajectoire du centre de gravité, de déterminer le travail dépensé et les forces mises en jeu. Les calculs ont été présentés par le capitaine Ch.-M. de Labouret, dans un appendice placé à la suite de l'ouvrage de Marey. L'oiseau expérimenté était un goéland de 623 grammes, photographié pendant l'essor et non en plein vol. Malheureusement, les résultats sont d'une invraisemblance telle, qu'ils amènent à douter du principe même de la méthode. L'oiseau déploierait à certains moment une force verticale cinq fois plus grande que son poids, tantôt sustentatrice, tantôt descendante (!), et une force horizontale de même importance, tantôt propulsive, tantôt retardatrice ! Quant au travail produit par seconde, il aurait été de 7 kgm., 495, ce qui représente, par 100 kilogs de poids, 1.200 kgm. ou 16 chevaux-vapeur ; à peu près le triple de ce que dépense un aéroplane Wright. Ce résultat est absurde, même pour le travail pendant l'essor ; il montre que les méthodes de laboratoire les plus séduisantes en principe ne sont pas toujours d'une application facile.

On admet généralement que les oiseaux de la taille d'un pigeon dépensent environ de 0,6 à 1 cheval-vapeur par 100 kilogs de poids. A l'essor, l'oiseau dépense probablement 4 ou 5 fois plus de puissance. De même lorsqu'il monte ; on voit souvent les oiseaux monter d'environ 2 mètres par seconde, ce qui représente 2 à 3 chevaux-vapeur par 100 kilogs de poids, en plus du travail ordinaire du vol.

Admettons le chiffre de 1 HP par 100 kilogs, dans le cas d'un pigeon de 500 grammes en plein vol.

Pour un aéroplane de 500 kilogs, mille fois plus lourd, la loi des cubes nous montre que le travail nécessaire par unité de poids, dans l'hypothèse de la similitude, est $\sqrt[6]{1.000}$ ou 3,16 fois plus élevé. Il faudrait donc 3,16 HP par 100 kil., ou 15,8 HP pour l'appareil de 500 kilogs. Or l'aéroplane Wright, avec deux passagers (près de 600 kilogs) et un moteur d'environ 30 HP, n'utilisait pas toute sa puissance, puisqu'il pouvait monter et évoluer. On voit que, eu égard à la loi des cubes, le vol de nos aéroplanes est comparable comme économie au vol des oiseaux ; s'il y a quelque chose à gagner, ce n'est pas énorme.

Beaucoup d'auteurs, en faisant la comparaison ci-dessus sans tenir compte de la loi des cubes, ont conclu un peu étourdiment que nos aéroplanes gaspillent déplorablement leur puissance, qu'ils sont très inférieurs aux oiseaux, et que l'aile battante est d'un rendement beaucoup meilleur que l'hélice. On voit que ces conclusions sont imprudentes.

L'ORTHOPTÈRE ET L'ORNITHOPTÈRE

L'orthoptère et l'ornithoptère, appareils mécaniques destinés à imiter le vol ramé des oiseaux, n'ont qu'un intérêt théorique, et nous ne les mentionnerons que pour mémoire, leur réalisation en grand ne paraissant pas prochaine.

L'orthoptère est basé sur l'ancienne croyance erronée que le battement d'ailes est orthogonal. Nous avons vu que le vol orthogonal exigerait 6 à 7 fois plus de puissance que le vol oblique. Il n'a aucun intérêt pratique.

L'ornithoptère, terme plus général signifiant l'imitation du vol des oiseaux quel qu'en soit le mécanisme, est encore cherché à l'heure actuelle, pour les deux raisons suivantes :

Premièrement à cause de l'opinion erronée signalée ci-dessus, que les aéroplanes seraient beaucoup moins économiques que l'aile battante. Rien n'est moins certain ; si la nature emploie le mouvement alternatif, c'est que le mouvement rotatif lui est interdit. Ce qui est certain c'est que la nature, avec l'aile battante, a dû s'arrêter au poids de 10 kilogs, tandis qu'avec l'aile fixe et la propulsion par hélice l'homme a pu faire voler un poids de plus de 700 kilogs. La conclusion s'impose.

Deuxièmement, les inventeurs croient que l'ornithoptère permettra l'essor sur place. Rappelons que l'essor sur place, exigeant beaucoup plus de travail que le vol propulsé, n'est accessible qu'aux petits oiseaux au prix d'un effort exceptionnel, et est totalement interdit aux grands oiseaux. Si donc l'ornithoptère était réalisé, rien n'autorise à croire que l'envol sur place lui serait possible ; il faudrait qu'il disposât d'un excédent de force supérieur à celui dont disposent les grands oiseaux. Comme eux, il devrait se donner une lancée pour pouvoir s'enlever. Dans ce cas, autant s'en tenir à l'aéroplane, qui paraît à tous égards être le chaînon supérieur logique de la chaîne des êtres volants.

On a essayé de faire la théorie du vol ramé, tant pour les oiseaux que pour les ornithoptères. Les résultats sont peu certains. Une grande difficulté de principe se présente : le mouvement des ailes n'est ni rectiligne ni uniforme ; il est en arc de cercle, de vitesse variable en chaque point et à chaque instant. On ne connaît rien de précis sur la résistance de l'air dans le cas d'un pareil mouvement, et tout calcul manque de base. L'application de la formule KSV^2 serait une faute de logique.

CHAPITRE VIII.

L'HÉLICE AU POINT FIXE

Divers types d'hélices. — Mouvements de l'air au voisinage d'une hélice. — La cavitation. — L'hélice au point fixe. — Théorie de Renard. — Qualité. — Influence des éléments de construction de l'hélice sur la qualité. — Influence d'un courant d'air perpendiculaire à l'axe. — Rendement fictif.

DIVERS TYPES D'HÉLICES.

Qu'est-ce qu'une hélice ?

C'est un corps qui, en tournant autour d'un axe, est susceptible de produire, par sa réaction sur le fluide ambiant, une poussée parallèle à cet axe. L'hélice sert à transformer un couple moteur en une poussée axiale.

Si la rotation ne s'accompagne pas d'un mouvemet de translation suivant l'axe, l'hélice est dite *au point fixe*. Elle produit une force statique. Tel est le cas des hélices sustentatrices, utilisées dans les appareils du genre hélicoptère.

Si la rotation s'accompagne d'une translation suivant l'axe, l'hélice est dite *propulsive* ; elle produit une poussée destinée à propulser un appareil. Tel est le cas des hélices marines et des hélices d'aéroplanes. Au point de vue de l'aviation, nous envisagerons donc deux grandes classes, les hélices sustentatrices et les hélices propulsives.

Quelle forme doit avoir une hélice? Toute forme susceptible de produire une poussée axiale. On peut concevoir une infinité de formes ; il n'est pas possible de savoir d'avance quelle sera la meilleure.

Beaucoup d'auteurs définissent *a priori* l'hélice au moyen de l'*hélicoïde géométrique*. C'est une faute ; rien ne démontre que cette forme soit la meilleure possible.

On connaît la définition de l'*hélice géométrique* ; mais cette hélice là n'est qu'une ligne, et non un corps solide. On appelle *hélicoïde droit* la surface engendrée par une droite perpendiculaire à l'axe de l'hélice géométrique et qui rencontre l'axe et l'hélice. Ce n'est qu'une surface sans épaisseur. On peut essayer de constituer une hélice aérienne au moyen d'un secteur de cet hélicoïde compris entre deux génératrices, ou au moyen d'une portion d'hélicoïde limitée d'une façon quelconque ; tout au moins on pourra se rapprocher de cette surface, autant que le permettra l'épaisseur indispensable à donner à la matière dont est formée l'hélice. Mais, à cause de cette épaisseur, l'hélice matérielle a toujours deux faces différentes, dont l'une au moins diffère de l'hélicoïde géométrique.

L'hélicoïde géométrique jouit de la propriété de pouvoir rester en coïncidence avec lui-même, lorsqu'on lui donne à la fois une translation axiale et une rotation. On dit vulgairement qu'*il se visse* exactement dans le fluide, et on appelle *pas* de l'hélicoïde le déplacement axial correspondant à une rotation d'un tour.

L'hélicoïde non droit, dans lequel la génératrice fait un angle quelconque avec l'axe, jouit de la même propriété. Il en serait de même avec tout hélicoïde engendré par une courbe quelconque qui tournerait autour d'un axe en se déplaçant parallèlement à l'axe d'une manière proportionnelle ; il n'est pas nécessaire que cette courbe rencontre l'axe. Exemples : une surface de vis à filet triangulaire, une colonne torse ou tore hélicoïde. Tous ces hélicoïdes sont *à pas constant*.

Mais rien n'oblige à constituer une hélice aérienne au moyen d'une portion d'hélicoïde géométrique. N'importe quel corps peut constituer une hélice ; par exemple deux portions de plan mince. Les hélices à pales planes ne sont pas mauvaises ; on les utilise beaucoup dans les jouets. Elles ne sont plus à pas constant ; le pas, si on le définit pour chaque point de la surface, est variable. Mais on pourrait dire que les hélices à pales planes sont *à angle d'attaque constant* lorsqu'elles sont utilisées au point fixe, en supposant toutefois que l'air attaqué soit préalablement au repos, ce qui n'est pas exact.

M. Drzewiecki a imaginé l'hélice propulsive à angle d'attaque constant (toujours en supposant que l'air attaqué soit préalablement au repos) ; c'est en quelque sorte un intermédiaire entre l'hélicoïde et l'hélice à pales planes.

Une autre forme a été préconisée en 1889 par le Dr Amans sous le nom d'*hélice zooptère* ; ses pales imiteraient la forme et les caractères des ailes des insectes et des oiseaux : élasticité, courbure, bord antérieur épais, arête d'attaque en forme de courbe à double courbure ; forme générale triangulaire plus large à la base qu'à la périphérie ; torsion positive, c'est-à-dire que l'inclinaison de la pale augmente à mesure qu'on s'éloigne de l'axe, au rebours de ce qui a lieu pour l'hélicoïde droit. A ce dernier point de vue, l'hélice à pales planes serait intermédiaire entre l'hélicoïde et l'hélice zooptère. Le Dr Amans a préconisé les hélices zooptères comme étant les meilleures; malheureusement il a constaté lui-même que les hélices de 1903-1904 du colonel Renard sont supérieures aux siennes, et on a fait encore mieux depuis (Wright, Breguet, Chauvière).

On peut imaginer beaucoup d'autres formes d'hélices, par exemple une hélice à pression unitaire constante, dans laquelle l'angle d'inclinaison de la surface serait inversement proportionnel au carré de la distance à l'axe.

Les théoriciens et les constructeurs parlent ordinairement du pas d'une hélice comme d'une donnée précise, bien définie et connue d'avance. Dans une hélice à pas variable, on peut définir le pas en un point donné, mais l'expression le *pas de l'hélice* n'a, *a priori*, aucune signification. On tente parfois de le définir « la quantité dont l'hélice avancerait par tour si elle se vissait dans un écrou solide » ; mais on oublie qu'une telle hélice n'est pas géométriquement susceptible de se visser dans un écrou solide. Cette définition est mauvaise et antiscientifique ; elle est à rejeter. Insistons sur ce point ; on parle du pas comme de quelque chose de bien déterminé, et on n'en possède même pas de définition.

Nous en donnerons une plus loin, basée sur la considération de l'hélice propulsive, et qui est la suivante : le pas est la longueur dont l'hélice doit avancer par tour pour que la poussée soit nulle.

L'hélicoïde non droit a été réalisé par le colonel Renard dans ses hélices articulées ; leur principe repose sur l'idée très ingénieuse de supprimer les efforts de flexion dans le bras de l'hélice, pour ne laisser que des efforts de traction (1).

Si on considère la pale d'hélice en rotation, elle est soumise à trois forces (fig. 100) : la force centrifuge perpendiculaire à l'axe, la composante axiale de la réaction de l'air, et la composante tangentielle de la réaction de l'air. Ces trois forces sont perpendiculaires entre elles. L'expérience montre qu'elles sont toutes trois proportionnelles au carré de la vitesse (du moins au point fixe) ; de sorte que leurs rapports sont constants, et que leur résultante a une direction fixe. Si donc on articule le bras à la Cardan, il prendra une direction fixe suivant cette résultante ; et on pourra le fixer une fois pour toutes dans cette position ; il ne travaillera qu'à l'extension.

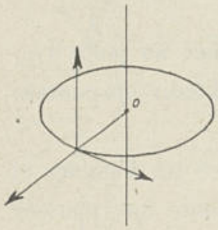

Fig. 100. — Forces qui s'exercent sur une pale d'hélice.

Le colonel Renard a constaté que les hélices articulées peuvent être construites plus légères, sans rien perdre de leur qualité du fait de l'obliquité des bras.

En pratique, il est clair que les pales d'hélice ne sont pas des surfaces géométriques sans épaisseur, mais des solides épais présentant deux faces différentes. On ne peut donc pas réaliser un hélicoïde parfait ; on peut bien faire l'une des faces en forme d'hélicoïde parfait, par exemple la face inférieure, celle qui attaque l'air ; mais

(1) Colonel Renard, Sur un nouveau mode de construction des hélices aériennes, *Comptes rendus de l'Acad. des Sciences,* 7 nov. 1904.

alors l'autre face, dite dorsale, est différente, et nécessairement bombée. Dès lors, comment définir le pas? Le pas de la surface hélicoïde qui constitue l'une des deux faces, ce qu'on appelle souvent le *pas de construction*, mérite-t-il le nom de pas de l'hélice? Nullement. En outre, on fait souvent les pales légèrement arquées, à l'exemple des ailes d'aéroplane ; il en résulte une difficulté encore plus grande pour définir le pas ; c'est exactement l'analogue de ce qui se passe pour les ailes d'aéroplanes, lorsqu'on définit l'angle d'incidence d'une surface arquée au moyen de la corde de l'arquée. Cette confusion initiale a beaucoup contribué à l'obscurité qui règne actuellement dans la théorie de l'hélice ; c'est elle qui a fait croire que les hélices propulsives des navires avaient parfois un recul négatif; c'est elle aussi qui est cause que M. Auclair (1) a cru constater des rendements supérieurs à l'unité et dépassant même 1,3.

Qu'appelle-t-on *hélice optima ?* Pour une hélice au point fixe, c'est celle qui, avec un diamètre donné, permet d'obtenir une poussée donnée avec le minimum de puissance motrice.

Pour une hélice propulsive, c'est celle qui, avec un diamètre et une vitesse de translation donnés, permet d'obtenir une poussée donnée avec le minimum de puissance motrice.

Il n'y a donc pas *une* hélice optima, mais une infinité, correspondant aux diverses vitesses de translation possibles.

MOUVEMENTS DE L'AIR AU VOISINAGE D'UNE HÉLICE.

Il est indispensable, pour ne pas se lancer dans de fausses directions avec la théorie des hélices, de se faire une idée nette de la forme que prend le courant fluide créé par une hélice, tant dans l'air que dans l'eau

On a, en effet, une tendance à admettre *a priori* comme évidentes

---

(1) Auclair, Essais d'hélices au point fixe, *Société française de Navigation aérienne*, 24 mars 1910.

certaines idées fausses, à savoir : 1° que l'air attaqué par les pales est préalablement au repos ; 2° que l'air est chassé vers l'extérieur par la force centrifuge.

On peut étudier expérimentalement le mouvement des filets d'air au voisinage d'une hélice tournant au point fixe, soit au moyen de fils légers qui s'orientent dans le sens du courant, soit au moyen de fumées (1), soit à l'aide de petits anémomètres (2), soit enfin par la photographie de la veine fluide, comme l'a fait Flamm (3) sur des hélices de modèles réduits de navires ; cette dernière méthode a été appliquée par lui à des hélices en propulsion. Nous engageons le lecteur à lire les très intéressantes notes que nous mentionnons ici.

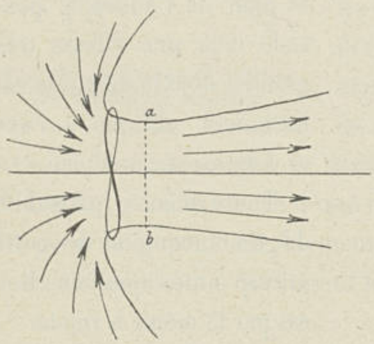

Fig. 101. — Mouvements de l'air au voisinage d'une hélice.

En voici les résultats, qui sont les mêmes, que l'hélice soit au point fixe ou en propulsion.

Le courant fluide prend la forme générale indiquée fig. 101.

L'hélice aspire au devant d'elle, ainsi que latéralement dans son plàn, et même en arrière au delà de son plan, c'est-à-dire dans plus de la moitié des directions de l'espace.

Les filets d'air provenant de toutes ces directions convergent vers l'hélice, et lorsqu'ils passent dans le plan de l'hélice ils sont loin de se mouvoir parallèlement à l'axe ; ils vont en se rapprochant de l'axe, de sorte que la veine fluide va en se rétrécissant. Elle continue à se contracter après avoir franchi le plan de l'hélice, et a son minimum

---

(1) A.-P. Thurston, *The Aeronautical Journal,* voir l'*Aéro-mécanique,* 10 déc. 1909. — A. Tanakadaté, *Acad. des Sciences,* 18 juillet 1910.

(2) Riabouchinsky, *Bull. inst. de Koutchino,* fasc. II, 1909.

(3) Oswald Flamm, L'hélice marine et son action sur l'eau, Munich, 1909, voir *Engineering,* juin 1909, et *La Nature,* 16 avril 1910.

de section en *ab* un peu plus loin ; ensuite elle est sensiblement cylindrique, avec une tendance à peine sensible à s'évaser.

Ainsi, non seulement la prétendue action centrifuge n'existe pas, mais au contraire, à son passage dans le plan de l'hélice la veine fluide est nettement convergente. Le cercle *ab* a un diamètre inférieur à celui de l'hélice.

On se rend compte qu'il ne se passe rien de comparable au choc du fluide au repos par les pales de l'hélice. L'hélice, en chassant la veine d'air, crée devant elle une dépression, un vide relatif. L'air afflue de tous côtés vers cette dépression, dont l'effet se fait sentir assez loin ; il se précipite vers l'hélice, et au moment où il passe dans le plan de l'hélice il possède déjà une vitesse très grande, dont la direction est fortement oblique à l'axe et nettement centripète.

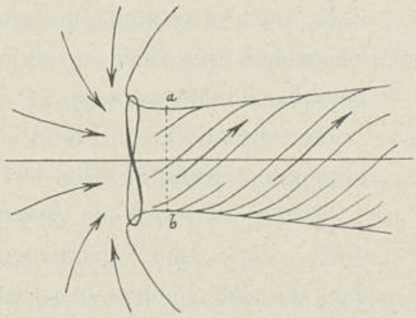

Fig. 102. — Mouvement de rotation de la veine refoulée.

Toute théorie qui oublie de tenir compte de cette vitesse antérieure au choc est par là même à rejeter.

Au sortir du plan de l'hélice, les filets d'air, en vertu de la vitesse acquise, continuent à se rapprocher de l'axe, puis la veine fluide devient cylindrique.

En outre, le choc des pales inclinées de l'hélice communique à la veine fluide un mouvement de rotation, de torsion sur elle-même en spirale, comme l'indique la figure 102. Ce mouvement est nettement visible sur les photographies d'hélices marines prises par M. Flamm ; on peut suivre les mouvements du liquide grâce à de petites traînées de bulles gazeuses qui s'y forment (voir fig. 104). Ce sont les gaz dissous dans l'eau qui se dégagent, sous l'influence de la dépression créée à l'avant de l'hélice.

On peut se demander pourquoi chacune des molécules, au sortir du plan de l'hélice, ne continue pas son mouvement en ligne droite (ce qui engendrerait un épanouissement de la veine fluide en forme d'hyperboloïde à une nappe, voir fig. 103), et quelle est la force qui courbe leurs trajectoires en forme de spirale. Eh ! bien, c'est simplement la pression atmosphérique. Si la veine fluide s'élargissait, sa section augmenterait, il se créerait un vide au milieu ; la pression atmosphérique l'empêche de se dilater et la maintient cylindrique Le mouvement des molécules, qui est centripète jusqu'à la traversée de la section contractée *ab*, devient ensuite centrifuge : il se crée, le long de l'axe de la spirale, par suite de ce mouvement centrifuge, une dépression énergique qui se manifeste, sur les photographies de M. Flamm, par l'existence d'une file de bulles gazeuses suivant l'axe. On peut dire, pour employer une autre tournure de phrase, que c'est cette dépression qui retient le fluide et l'empêche de s'écarter.

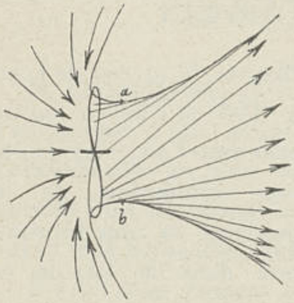

Fig. 103. — Direction initiale des filets d'air refoulés.

LA CAVITATION.

Faisons ici une courte digression sur la cavitation, phénomène simple mais généralement mal expliqué et sur lequel les auteurs répandent des idées fausses. Ce sont encore les photographies de M. Flamm qui nous feront comprendre ce qui se passe.

Considérons (Fig. 104) une hélice marine, qui propulse un navire, et qui est plongée dans l'eau à une certaine profondeur au-dessous de la surface.

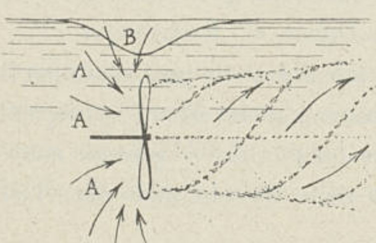

Fig. 104. — Hélice marine

Devant l'hélice, en AA, règne une zone de dépression qui attire le fluide au devant de l'hélice. Cette zone de dépression fait baisser le niveau de l'eau au-dessus de l'hélice, elle crée un creux B dans la surface du liquide, creux dont la profondeur mesure la dépression produite.

Ainsi, si la dépression est de 1/10 de la pression atmosphérique, le niveau de l'eau baissera de 1 mètre.

Si l'hélice est à une profondeur insuffisante, le niveau de l'eau s'abaisse jusqu'à elle, comme dans la fig. 105, et l'hélice tourne partiellement dans l'air, d'où résulte une énorme diminution de la poussée produite et une brusque discontinuité dans la loi de la poussée.

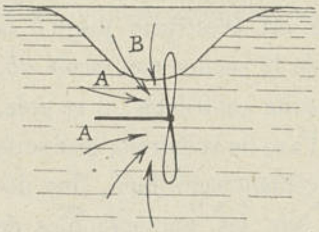

Fig. 105. — La cavitation.

On empêche la cavitation en plaçant l'hélice à un niveau plus bas dans l'eau, en l'éloignant de la surface ; ou parfois en plaçant au-dessus d'elle une plaque horizontale qui l'isole de la surface et empêche la poche d'air de se former.

En résumé, la cavitation a lieu lorsque la hauteur d'eau qui mesure la dépression à l'avant de l'hélice est plus grande que la profondeur de l'hélice au-dessous de la surface.

Il peut y avoir cavitation lorsque cette dépression est de 1|10 de la pression atmosphérique, si l'hélice n'est qu'à 1 mètre de la surface.

Pour expliquer la cavitation, on a souvent dit que l'hélice fait le vide, qu'elle tourne dans le vide. C'est une grosse erreur ; la dépression créée n'est jamais qu'une faible fraction de la pression atmosphérique ; l'hélice tourne non pas dans le vide, mais dans l'air atmosphérique.

Le phénomène de la cavitation est donc spécial aux hélices marines placées à proximité de la surface de séparation de l'air et de l'eau. Rien d'analogue ne peut exister pour les hélices aériennes ; les auteurs qui ont prononcé le mot de cavitation, à propos des hélices aériennes, ont parlé à la légère (1).

VITESSE ET DIRECTION DE L'AIR REFOULÉ PAR UNE HÉLICE.

M. Riabouchinsky (2) a étudié expérimentalement la circulation de l'air autour d'une hélice tournant au point fixe, et il a mesuré à l'anémomètre les trois composantes de la vitesse des filets d'air suivant trois directions, la parallèle à l'axe de l'hélice, la parallèle au rayon et la perpendiculaire à ces deux directions.

Il a fait cette mesure pour les divers points d'une section droite prise tout contre l'hélice en avant et en arrière du plan de celle-ci.

Les résultats numériques n'ont pas en valeur absolue une grande importance, parce qu'ils dépendent de l'hélice choisie, et aussi parce que la précision des mesures est fort sujette à caution ; néanmoins, on peut considérer comme acquis certains résultats intéressants.

Le fluide refoulé n'est pas projeté vers l'extérieur en vertu de la force centrifuge, mais au contraire, comme pour le cas de l'écoulement par un orifice en mince paroi, il y a contraction de la veine.

Auprès du centre de l'hélice, l'air est presque au repos, toutes les composantes sont très faibles.

A l'aspiration, la composante radiale est considérable près des bords. La troisième composante est négligeable.

Au refoulement, la composante axiale, nulle au centre, croît rapidement jusqu'aux 4/5 du rayon où elle passe par un maximum très marqué ; elle retombe ensuite très rapidement à zéro à la distance des 95/100 du rayon, et devient ensuite négative sur les bords de l'hélice, c'est-à-dire que l'air y passe en sens contraire ;

(1) Notamment M. Painlevé, *L'Aéroplane*, Mémoire au Congrès de Nancy, 1909.

(2) *Bull. Institut aérodyn. de Koutchino*, fasc. II, 1909, page 28.

ce qui montre qu'une partie du fluide traverse deux fois le cercle de l'hélice.

Ainsi, l'air chassé passe par un cercle n'ayant que 95/100 du rayon de l'hélice, et 90/100 de sa section environ. Et ce cercle se rétrécit encore sensiblement après.

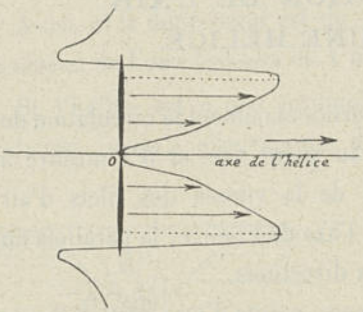

Fig. 106. — Courbe de la vitesse axiale de l'air refoulé.

La courbe ci-contre (fig. 106) représente la vitesse axiale de l'air refoulé, aux divers points d'un même diamètre. On voit combien elle est variable, et combien l'expression *vitesse moyenne* de la veine fluide est peu précise, d'autant plus que la direction de la vitesse varie en chaque point.

La composante radiale centripète est considérable surtout près des bords ; elle atteint plus de la moitié de la composante axiale.

Enfin, la troisième composante, qu'on pourrait appeler composante de rotation, est presque constante dans toute la veine fluide.

Si on fait tourner l'hélice à diverses vitesses, les vitesses de l'air varient proportionnellement.

L'HÉLICE AU POINT FIXE.

La théorie analytique des hélices n'existe pas, et il est permis de croire qu'elle ne peut pas exister, qu'elle n'existera jamais.

Il est, à la vérité, facile de considérer une portion de surface, de la décomposer en éléments infiniment petits, de supposer que l'air attaqué est préalablement immobile, d'appliquer à chaque élément les formules du plan mince, et d'intégrer.

Mais on fait ainsi une telle quantité d'hypothèses implicites fausses, que les résultats n'ont aucune espèce de valeur.

Ainsi, on suppose l'air préalablement immobile. Or l'air, qui converge vers l'hélice, possède, en arrivant à son contact, une vitesse considérable et oblique au plan de symétrie de l'élément ; c'est là un cas qui n'est pas traité dans la théorie du plan mince, et sur lequel on ne sait rien.

Ensuite, la théorie du plan d'aéroplane, lequel n'est ni infiniment mince ni rigoureusement plan, introduit un angle d'attaque fictif très différent de celui qu'on obtient par la corde du profil, et qui ne peut être déterminé que par l'expérience. Il est impossible de faire une expérience du même genre pour chaque élément de l'hélice.

On suppose que chaque élément agit comme s'il était isolé ; rien n'est plus inexact.

On suppose que les formules du plan mince, établies pour une surface sensiblement plane animée d'une translation rectiligne et uniforme, peuvent s'appliquer à une surface gauche tordue en hélicoïde, animée d'un mouvement circulaire et dont les divers points ont des vitesses très différentes. Rien n'est plus illogique.

En résumé, les formules du plan mince ne sont pas applicables, et l'intégration est illégitime.

Peut-on au moins, sans analyser le phénomène, le calculer dans son ensemble et déterminer théoriquement la poussée totale? Pas davantage, car on est encore obligé de faire une série d'hypothèses fausses. On n'est pas obligé de supposer que la veine fluide ait un diamètre égal à celui de l'hélice, mais alors quelle valeur adopter ? Il faut considérer la *vitesse moyenne* de la veine fluide, et on a vu combien cela est vague et impossible à préciser. Il faut supposer que cette vitesse moyenne est égale au pas de l'hélice multiplié par le nombre de tours, et cela suppose qu'on ait défini d'une façon précise le pas, ce dont on serait bien en peine.

Enfin, il faut supposer que la poussée est provoquée par la force vive de l'air chassé, ce qui est faux, car on oublie ainsi l'influence des frottements qui ont une part importante dans la poussée obtenue.

Aussi, cette méthode n'aboutit-elle qu'à des résultats absurdes ; grâce à elle, on peut démontrer que la *qualité* qu'on obtient avec les hélices actuelles est impossible à réaliser. C'est une méthode de ce genre qu'a essayée sans succès M. Drzewiecki (1) dans le but de démontrer l'impossibilité de l'hélicoptère, alors que Breguet et Cornu venaient précisément d'en démontrer expérimentalement la possibilité ; l'erreur était aggravée par ce fait que l'auteur employait à tort le théorème de la quantité de mouvement, qui est inapplicable, ainsi que nous l'avons dit plus haut, et que, de plus, il soutenait avoir fait un raisonnement rigoureux et inattaquable.

En réalité, il n'y a rien à tirer de cette méthode ; tout au plus peut-on, *a posteriori*, essayer de l'employer à titre d'interprétation commode des formules expérimentales, mais en introduisant des constantes que l'expérience directe peut seule donner.

C'est ce qu'a parfaitement senti, avec sa sûre intuition, le colonel Renard, à qui on doit la première théorie des hélices sustentatrices, théorie qui semble définitive et qui, depuis 1903, n'a pas été sensiblement perfectionnée (2). Cette théorie, qu'il s'est borné à esquisser dans ses grandes lignes, est contenue dans deux courtes notes à l'Académie des Sciences ; l'une du 23 novembre 1903, intitulée : *Sur la possibilité de soutenir en l'air un appareil volant du genre hélicoptère en employant les moteurs à explosion dans leur état actuel de légèreté*, et l'autre, du 7 décembre 1903, intitulée : *Qualité des hélices sustentatrices.*

Renard ne fait aucune hypothèse, n'applique aucune théorie ; il établit des lois expérimentales et les étudie.

On considère une série d'hélices de grandeurs différentes, mais géométriquement semblables. Soit D le diamètre de l'une d'elles, n la vitesse de rotation en tours par seconde.

La poussée F obtenue et le travail T dépensé par seconde suivent les lois expérimentales suivantes :

$$\left| \begin{array}{ll} F = \alpha\, n^2\, D^4 & (1) \\ T = \beta\, n^3\, D^5 & (2) \end{array} \right.$$

α et β étant des constantes.

(1) S. Drzewiecki, Fausse route, *L'Aérophile*, 1er mars 1909.

(2) Dans ce qui suit, nous n'avons eu qu'à la développer et à la compléter.

Ces lois sont remarquablement exactes et ont été confirmées depuis par tous les expérimentateurs sérieux.

α et β sont deux paramètres qui, avec le diamètre, suffisent à caractériser, au point de vue mécanique, le type d'hélice employé. En prenant pour unités le kilogramme, le mètre et la seconde, les meilleures hélices de Renard donnaient comme résultat :

$$F = 0{,}026\, n^2 D^4 \qquad (3)$$
$$T = 0{,}01521\, n^3 D^5 \qquad (4)$$

Pour une série d'hélices semblables, α et β sont constants ; c'est-à-dire que, pour un même nombre de tours par seconde, P varie comme D^4, et T comme D^5.

On remarque que, pour une hélice donnée, la quantité $\frac{F^3}{T^2}$ est constante quelle que soit la vitesse de rotation ; on l'appelle *puissance* du sustentateur et on la désigne par ω :

$$\omega = \frac{F^3}{T^2} = \frac{\alpha^3}{\beta^2} D^2 = \text{constante.} \qquad (5)$$

Il est important de remarquer que le rapport $\frac{F}{T}$, ou poussée par unité de puissance, n'est pas constant ; il dépend de n, et il est d'autant plus petit que n est plus grand. Par conséquent, dire, comme on le fait souvent, qu'une hélice donne une poussée de tant de kilos par cheval est un non-sens.

On appelle *surface d'appui* S la surface du cercle balayé par l'hélice. On a :

$$S = \frac{\pi D^2}{4}.$$

Enfin, le poids de l'hélice est proportionnel au cube du diamètre, c'est-à-dire à D^3.

Considérons maintenant un plan de superficie S' s'abaissant verticalement et orthogonalement, à la vitesse v ; on a, en appelant

φ le coefficient de résistance orthogonale de l'air, F' la poussée et T' le travail dépensé par seconde :

$$F' = \varphi S' v^2$$
$$T' = P' v = \varphi S' v^3.$$

On constate que l'on a :

$$\frac{F'^3}{T'^2} = \varphi S' = \text{constante}.$$

La puissance de ce sustentateur est donc constante aussi. Elle sera égale à la puissance ω de l'hélice si on a :

$$\varphi S' = \omega \qquad (6)$$

On en conclut qu'une hélice équivaut, au point de vue de la poussée obtenue et du travail dépensé, à un certain plan orthogonal de superficie S' donnée par l'équation :

$$S' = \frac{\omega}{\varphi} \qquad (7)$$

Ce plan donne la même poussée que l'hélice en dépensant le même travail. Nous l'appelons le *plan équivalent*.

Le colonel Renard appelle *qualité* de l'hélice le rapport $\frac{S'}{S}$; désignons-la par q :

$$q = \frac{S'}{S}.$$

Plus la qualité est grande, plus le plan équivalent est grand. Or, plus un plan est grand, plus est faible le travail nécessaire pour obtenir une poussée donnée ; donc, plus la qualité est grande, plus l'hélice est économique.

Si dans l'équation (7) on remplace ω par sa valeur tirée de (5), on a :

$$S' = \frac{\omega}{\varphi} = \frac{\alpha^3}{\beta^2} \frac{1}{\varphi} D^2$$

Formons la valeur de q :

$$q = \frac{S'}{S} = \frac{\frac{\alpha^3}{\beta^2}\frac{1}{\varphi}D^2}{1/4\,\pi D^2} = \frac{\alpha^3}{\beta^2}\frac{4}{\pi\varphi} \tag{8}$$

q ne dépend pas de D. D'où ce théorème :

Théorème. — *Dans une série d'hélices semblables, la qualité est constante.*

Remarquons qu'on peut écrire, d'après les équations (5) et (8) :

$$\frac{F^3}{T^2} = \frac{\alpha^3}{\beta^2} D^2 = \frac{\pi\varphi q D^2}{4}$$

D'où ce théorème :

Théorème. — *Le travail nécessaire pour obtenir une poussée donnée est en raison inverse du diamètre et en raison inverse de la racine carrée de la qualité.*

Ainsi le travail tend vers zéro quand le diamètre augmente indéfiniment. Il y a avantage à employer la plus grande hélice possible.

Il est facile de déterminer la qualité d'une hélice au moyen d'une seule expérience dans laquelle on mesurera F et T, car on a :

$$q = \frac{4}{\pi\varphi D^2}\frac{F^3}{T^2}.$$

Appelons C le couple moteur sur l'arbre : le travail par seconde est :

$$T = 2\pi n C. \tag{9}$$

Théorème. — *La poussée est proportionnelle au couple moteur.*

En effet, égalant les valeurs de T tirées des équations (2) et (9), on obtient :

$$2\pi n C = \beta n^3 D^5$$

$$C = \frac{\beta n^2 D^5}{2\pi}$$

Formons le rapport $\frac{F}{C}$, F étant tiré de l'équation (1) :

$$\frac{F}{C} = \frac{\alpha}{\beta} \frac{2\pi}{D}$$

on voit que ce rapport est constant quel que soit n.

HÉLICE OPTIMA AU POINT FIXE.

L'équation (8) :

$$q = \frac{\alpha^3}{\beta^2} \frac{4}{\pi\varphi}$$

montre que la meilleure hélice est celle pour laquelle le rapport $\frac{\alpha^3}{\beta^2}$ est maximum.

Il existe certainement une forme d'hélice qui est la meilleure de toutes. Expérimentalement, on la reconnaîtra à la propriété que nous venons d'indiquer. Mais la théorie ne nous donne aucune indication pour la réalisation de cette meilleure forme ; il faut procéder par tâtonnements. Il faut notamment éviter de croire que l'hélicoïde droit est la meilleure forme, sous prétexte qu'il a un pas constant. C'est une supposition gratuite que l'expérience ne confirme pas.

D'après les expériences de Renard et de Riabouchinsky, que nous mentionnons ci-après, il semble que l'hélice optima ait un pas voisin de 0,75 D et une fraction de pas très grande, beaucoup plus grande que ce qu'on fait habituellement.

Qualité maxima. — Pour que la qualité soit égale à 1, il faut que l'hélice soit équivalente à un plan égal à toute la superficie du cercle balayé par l'hélice, ce qui semble impossible puisque les pales de l'hélice n'occupent qu'une faible fraction de ce cercle, souvent moins d'un dixième. Néanmoins, la supériorité de l'attaque oblique sur l'attaque orthogonale est telle, que la qualité arrive à être supérieure à 1 et même à 2.

Dès 1903, le colonel Renard obtenait la qualité 1,14. Plus récemment, M. Louis Breguet a obtenu 1,85 et M. Chauvière 2,22.

Il est d'usage pour que les qualités soient comparables avec les chiffres donnés par le colonel Renard, de les évaluer en adoptant pour φ la valeur 0,085 qu'il adoptait lui-même. Cette valeur n'est pas très exacte, mais tous les résultats sont modifiés proportionnellement et restent comparables.

Nous étudierons plus loin l'influence des divers éléments de construction de l'hélice sur la qualité.

On peut se demander quel est le maximum de la qualité, s'il existe un maximum théorique.

D'après le colonel Renard, il existerait une limite supérieure à peu près égale à 6. En effet, dit-il, la qualité est proportionnelle au carré du rendement ρ de l'hélice considérée comme un ventilateur, et on a à peu près :

$$q = 6\rho^2$$

Or ρ étant un rendement est au plus égal à 1 ; donc q est au plus égal à 6.

Renard n'a pas donné de démonstration de ce qui précède. Pour notre part, nous ne voyons pas comment on peut le démontrer sans introduire plusieurs hypothèses très douteuses, et nous considérons le résultat comme non avenu.

On peut remarquer que, si l'air était un fluide parfait sans viscosité, la résistance éprouvée par le plan orthogonal serait nulle, et la poussée de l'hélice ne serait pas nulle puisqu'elle communique une force vive à une veine fluide sans cesse renouvelée ; la qualité serait infinie. Il ne peut donc pas y avoir un maximum théorique égal à 6.

Faisons remarquer que la théorie qui précède ne se sert pas de la notion du pas de l'hélice.

INFLUENCE DES ÉLÉMENTS DE CONSTRUCTION DE L'HÉLICE SUR LA QUALITÉ.

Nous allons examiner l'influence des quatre éléments suivants : le pas, la fraction de pas, le nombre d'ailes et la forme des ailes.

Influence du pas. — Le pas est, nous l'avons dit, difficile à bien définir. Il arrive souvent qu'on constitue la face inférieure des ailes en forme de portion d'hélicoïde droit, et c'est le pas de cet hélicoïde qu'on appelle le *pas de construction* de l'hélice. La face dorsale est alors une surface plus compliquée. Cette définition est critiquable et manque de généralité. Quoi qu'il en soit, c'est celle qu'ont adoptée le colonel Renard et M. Riabouchinsky, dont nous allons résumer les expériences.

Voici les qualités mesurées par Renard sur des hélices dans lesquelles le *pas relatif* (rapport du pas au diamètre) variait de 0,25 à 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

Le maximum 1,14 a lieu pour un pas égal aux trois quarts du diamètre.

M. Riabouchinsky (1) a trouvé un résultat du même genre ; néanmoins, les hélices de pas relatif 0,75 et 1 lui ont donné presque la même qualité, avec léger avantage pour cette dernière.

La question est du reste très difficile à traiter expérimentalement d'une manière précise à cause de la difficulté d'avoir une série d'hélices comparables entre elles.

(1) *Bull. Inst. aérodyn. de Koutchino,* fasc. II, 1909. p. 41.

Influence de la fraction de pas. — Les premières hélices marines étaient constituées par une révolution entière d'hélicoïde.

On a reconnu ensuite qu'il y avait avantage à réduire la surface à un tiers de révolution environ ; cette surface peut être répartie en deux ailes symétriques ; on en fait à 3 ailes, à 4 ailes, à 6 ailes, etc.

On appelle du terme assez impropre de *fraction de pas* le rapport entre la superficie de la projection des ailes sur un plan perpendiculaire à l'axe, et la superficie du cercle total balayé par l'hélice. Dans les hélices aériennes actuelles, la fraction de pas est voisine de 1/10, parfois moins.

M. Riabouchinsky a étudié l'influence de la fraction de pas sur la qualité ; il employait une série de dix hélices à deux ailes ne différant que par la fraction de pas ; le pas était égal à 0,75 D ; les ailes étaient des secteurs d'hélicoïde limités par des rayons ; les angles au centre de ces secteurs variaient de 12° à 144°, ce qui fait une fraction de pas variant de 1/15 à 8/10. Il a constaté que la qualité augmente constamment avec la fraction de pas, comme le montre la courbe ci-contre (Fig. 107).

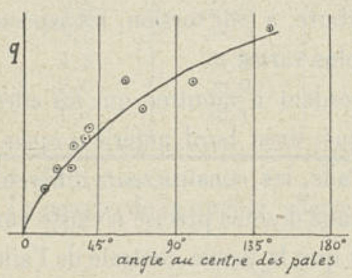

FIG. 107. — Influence de la fraction de pas sur la qualité.

On remarque que, jusqu'à l'angle de 60° (fraction de pas $\frac{1}{3}$), la qualité croît presque proportionnellement à la fraction de pas.

On peut en conclure qu'il y aurait grand avantage à augmenter la fraction de pas des hélices actuelles ; leur qualité serait améliorée, leur poids n'augmenterait pas beaucoup. Toutefois, il y aurait, pour les hélices en bois, une certaine difficulté de construction pour que le fil du bois restât toujours radial.

Influence du nombre d'ailes. — M. Riabouchinsky a expérimenté sur une série d'hélices ayant de 1 à 11 ailes. Ces ailes étaient toutes semblables et avaient un angle au centre de 18°. La fraction de pas variait ainsi de $\frac{1}{20}$ à $\frac{11}{20}$.

La qualité suit la courbe ci-contre (Fig. 108). On voit qu'elle est maximum entre 4 et 9 ailes, et qu'elle varie peu entre ces limites. Les hélices les plus avantageuses de cette série paraissent être celles de 4 et 5 ailes, correspondant à une fraction de pas de $\frac{1}{5}$ et $\frac{1}{4}$.

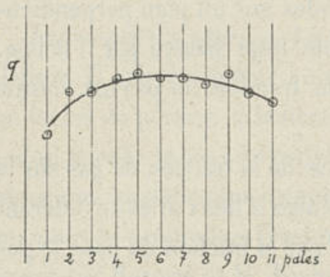

Fig. 108. — Influence du nombre d'ailes sur la qualité.

Influence de la forme des ailes. — On peut donner aux ailes, à leur forme, à leur épaisseur, à leur courbure, à leur torsion, les aspects les plus variés.

Toutes les expériences faites s'accordent à montrer que les ailes doivent être à profil légèrement arqué, avec bord antérieur épais. Quant à la forme du contour de l'aile, les constructeurs diffèrent d'avis à tel point qu'il semble qu'aucune donnée précise n'existe sur la question. Il paraît toutefois certain que la partie centrale de l'aile agit dans de mauvaises conditions, et que la partie extérieure est seule efficace ; aussi y a-t-il avantage à élargir cette dernière, et l'aile en secteur est préférable à l'aile de largeur constante ; cette dernière forme ne se justifie par aucune considération ni théorique ni pratique.

INFLUENCE D'UN COURANT D'AIR PERPENDICULAIRE A L'AXE.

Ce cas est celui d'un hélicoptère qui serait animé d'un mouvement de translation ; il est donc extrêmement intéressant.

Beaucoup de théoriciens avaient *a priori* proclamé que dans ces conditions une hélice sustentatrice travaillerait très mal et aurait un rendement détestable.

On va voir, au contraire, que l'hélice travaille dans des conditions beaucoup meilleures, et que la poussée augmente considérablement.

Hiram Maxim avait déjà remarqué cette proprieté (1).

M. Riabouchinsky (2) a fait des mesures précises sur une hélice à deux ailes ayant 40° d'angle au centre. Le diamètre était de 30 centimètres.

Voici les valeurs obtenues pour la poussée et le travail par seconde, et les valeurs qui en résultent pour la qualité.

VITESSE du courant d'air par seconde.	TOURS par seconde.	POUSSÉE.	TRAVAIL.	QUALITÉ.
$0^{m},0$	35,2	0,036	0,32	0,08
2,0	35,1	0,046	0,33	0,15
2,5	34,6	0,050	0,33	0,19
3,2	33,3	0,057	0,32	0,30
4,2	31,4	0,065	0,30	0,50
5,0	30,0	0,074	0,29	0,80
6,2	28,1	0,082	0,28	1,16

La courbe de la qualité affecte la forme ci-contre. Non seulement la qualité augmente très rapidement, mais il semble qu'elle augmente de plus en plus vite et sans limite.

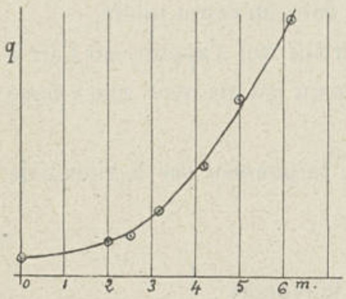

Fig. 109. — Courbe de la qualité d'une hélice dans un courant perpendiculaire à l'axe.

Dans l'expérience faite, elle a atteint une valeur plus de 15 fois supérieure à celle de l'hélice dans l'air calme ; et comme le travail nécessaire pour produire une poussée donnée est en raison inverse de la racine carrée de la qualité, on voit que ce travail est réduit au quart. Inutile de souligner l'importance d'un pareil résultat.

(1) Screw-propellers working in air. *The aeronautical annual*, 1897, p. 144.

(2) *Bull. Inst. aérodyn. de Koutchino*, fasc. I, 1906, p. 13.

RENDEMENT FICTIF OU RENDEMENT DE CONSTRUCTION.

Peut-on définir le rendement d'une hélice au point fixe? Il est clair que non. Le rendement est le rapport entre le travail utilisé et le travail dépensé. Or, l'axe de l'hélice étant fixe, la poussée est une force statique, et le travail utilisé est nul ; tout le travail se perd en frottements. Le rendement est nul.

Cependant on appelle quelquefois *rendement de construction* le rendement de l'hélice considérée comme ventilateur, c'est-à-dire celui qui résulte de la considération du travail exercé sur l'air, bien que ce ne soit pas là du travail utile.

Sa détermination est très aléatoire, car les hypothèses que nous allons être obligé de faire ne sont que grossièrement approchées.

Supposons que nous connaissions le pas H de l'hélice, ou le pas relatif h (rapport du pas au diamètre).

On appelle *vitesse fictive* de l'hélice le produit nH. Pour le cas d'un hélicoïde géométrique, c'est la vitesse avec laquelle cet hélicoïde avancerait suivant son axe en se vissant dans un écrou solide.

On peut assimiler l'hélice à une surface qui s'appuie sur l'air à la façon d'un plan orthogonal, en frappant cet air avec une vitesse égale à la vitesse fictive.

Le travail exercé sur l'air, produit de la poussée par la vitesse de déplacement du point d'appui, est FnH.

Le travail réellement dépensé est T.

Le rendement de construction η sera le rapport :

$$\eta = \frac{FnH}{T}.$$

Il est nécessairement inférieur à l'unité.

Comme ce n'est pas un vrai rendement, nous trouvons préférable de l'appeler *rendement fictif*.

Remplaçant F et T par leurs valeurs, on a :

$$\eta = \frac{\alpha n^2 D^4 n H}{\beta n^3 D^5} = \frac{\alpha H}{\beta D} = \frac{\alpha}{\beta} h.$$

On pourrait introduire η dans les formules fondamentales et éliminer β ; on obtiendrait :

$$\left|\begin{array}{l} F = \alpha n^2 D^4 \\ T = \dfrac{h}{\eta} \alpha n^3 D^5 \end{array}\right.$$

La difficulté de définir exactement le pas dans une hélice matérielle dont l'une au moins des deux faces n'est pas un hélicoïde géométrique a parfois amené les expérimentateurs à constater un rendement supérieur à l'unité, ce qui est absurde. C'est ainsi que certains auteurs ont récemment trouvé des rendements allant jusqu'à 1,357 !

CHAPITRE IX

L'HÉLICOPTÈRE.

L'hélicoptère. — Poussée d'un système de deux hélices. — Maximum de poids utile élevé. — Influence de la translation.

L'hélicoptère est un appareil qui s'élève et se maintient dans l'air au moyen d'hélices sustentatrices.

Il a été inventé en 1784 (bien avant que Cayley n'ait conçu l'aéroplane), par Launay et Bienvenu, et réalisé par eux sous forme de jouet.

Mais la difficulté de construction croît avec les dimensions, en vertu de la loi des cubes, qui s'applique aux hélicoptères comme aux aéroplanes ; de sorte que l'hélicoptère n'a été réalisé en grand qu'après l'aéroplane. En août 1907, sur un hélicoptère à 4 hélices doubles de $8^m,10$ de diamètre, muni d'un moteur de 45 chevaux, Louis Breguet a réussi à plusieurs reprises à s'enlever à $1^m,50$ de hauteur. Les essais n'ont pas été poussés plus loin ; il semble que la difficulté de gouverner un tel appareil soit très grande, car les gouvernails n'ont d'action que si l'appareil est en translation rapide ; ou alors il faudrait des gouvernails exigeant pour agir une dépense de travail, ce qui complique beaucoup la question. En outre, en cas de panne, l'hélicoptère n'a pas comme l'aéroplane l'avantage de se transformer en planeur à descente lente, et les pannes seraient très dangereuses. Ce sont ces difficultés, et non la difficulté de la sustentation pure et simple, qui paraissent être la pierre d'achoppement de l'hélicoptère.

Nous ne décrirons pas les diverses formes qu'on peut donner à un hélicoptère. On ne peut se contenter d'une seule hélice, car la réaction du couple moteur ferait tourner le bâti en sens inverse. Il faut au moins deux hélices. On peut fort bien concevoir qu'elles ne soient pas à axes exactement parallèles.

Pour la propulsion, on peut, soit avoir un système propulseur distinct, soit incliner simplement les hélices, de manière que leur traction soit oblique et possède une composante propulsive. Ce dernier système paraît plus simple.

Nous allons étudier quelques problèmes relatifs à l'hélicoptère. Nous supposerons que l'appareil comporte deux hélices. Nous appellerons x leur diamètre, y la puissance du moteur en chevaux, r le rendement mécanique des transmissions (de sorte que le travail en kilogrammètres par seconde sur l'arbre des hélices sera $75\,ry$), q la qualité, φ le coefficient de résistance orthogonale de l'air.

POUSSÉE D'UN SYSTÈME DE DEUX HÉLICES.

Appelons H cette poussée. Nous allons l'évaluer en fonction de x et y.

Rappelons les formules fondamentales de l'hélice :

$$\left|\begin{array}{ll} F = \alpha n^2 x^4 & (1) \\ T = \beta n^2 x^5 & (2) \end{array}\right.$$

d'où nous déduisons :

$$\left|\begin{array}{l} H = 2F = 2\alpha n^2 x^4 \\ T = 75 ry = 2\beta n^3 x^5 \end{array}\right.$$

Eliminant n, on obtient de suite :

$$H^3 = 2.75^2.\frac{\alpha^3}{\beta^2}\, r^2 x^2 y^2$$

Si on introduit la qualité q, donnée par l'équation (8), on trouve finalement :

$$H^3 = \frac{\pi}{2}.\,75^2.\,q\varphi r^2.\,x^2 y^2 \qquad (10)$$

Telle est la poussée en fonction de x et y.

Si on pose, à l'exemple du colonel Renard :

$$a^3 = \frac{\pi}{2} . 75^2 . q\varphi r^2 \qquad (11)$$

On obtient finalement :

$$H = a x^{2/3} y^{2/3} \qquad (12)$$

MAXIMUM DE POIDS UTILE ENLEVÉ PAR DES HÉLICES DE SUSTENTATION

Formule de Renard. — On sait que le colonel Renard, dans une communication célèbre à l'Académie des Sciences, le 23 novembre 1903, a calculé le poids utile maximum que peuvent enlever deux hélices de sustentation. Il a trouvé les résultats ci-dessous, z_m étant le poids utile cherché, et ϖ_1 le poids du moteur par cheval (on admet que ϖ_1 est une constante) :

ϖ_1 Poids par cheval.	z_m Poids utile.
10^k	$0^k,160$
9^k	$0^k,302$
8^k	$0^k,612$
7^k	$1^k,36$
6^k	$3^k,44$
5^k	$10^k,3$
4^k	$39^k,2$
3^k	220^k
2^k	2.506^k
1^k	160.000^k

Rappelons que les hypothèses sur lesquelles se basait son calcul.

Soit ϖ_2 le poids d'une hélice de 1 mètre de diamètre capable de supporter une poussée de 10 kilos.

Les hélices de diamètre x quelconque, construites d'une façon semblable, pèseront un poids p proportionnel au cube du diamètre :

$$p = \varpi_2 x^3 \qquad (13)$$

et pourront porter une charge 10 x^2. Ces formules se justifient par la théorie de la résistance des matériaux et se vérifient par l'expérience. Fixer *a priori* à 10 x^2 la charge maximum portée par une hélice paraissait à Renard être une condition satisfaisante pour la pratique.

Si y est la puissance du moteur, la poussée H d'un système de deux hélices de diamètre x est exprimée par la formule (12) établie précédemment :

$$H = a x^{2/3} y^{2/3} \qquad (12)$$

a étant une constante.

Le poids utile z s'obtiendra en écrivant :

poids utile = poussée — poids des hélices — poids du moteur.

$$z = a x^{2/3} y^{2/3} - 2\varpi_2 x^3 - \varpi_1 y \qquad (14)$$

(Remarquons que Renard comprend le bâti dans le poids utile).

En faisant le calcul, on trouve que le maximum z_m de z s'exprime par la formule :

$$z_m = \frac{2^6}{3^{12}} \frac{a^9}{\varpi^6 \varpi_2^{\,2}} \qquad (15)$$

C'est cette formule qui est traduite par le tableau ci-dessus. D'après les expériences de Renard, on avait $\varpi_2 = 0,5$; c'est-à-dire qu'une hélice de 1 mètre de diamètre capable de porter 10 kil. pèse 500 gr. Le coefficient a est une donnée expérimentale, dépendant de la qualité des hélices et du rendement mécanique de l'appareil.

Pour le calcul de a (voir formule 11 ci-dessus), Renard admettait les valeurs suivantes :

$$q = 1,14 \qquad \varphi = 0,085 \qquad r = 0,9$$

d'où on tire :

$$a = 8,85$$

C'est au moyen de ces valeurs, que nous discuterons plus loin, que Renard a établi le tableau reproduit ci-dessus.

La formule (15) donne lieu aux remarques suivantes :

1° Il n'y a pas de maximum absolu pour le poids utile ; lorsque le poids du moteur par cheval décroît indéfiniment, le poids utile croît indéfiniment.

2° Quel que soit le poids du moteur par cheval, on peut toujours enlever un certain poids utile. Ainsi, avec un moteur pesant 50 kilos par cheval, on pourrait construire un hélicoptère capable d'enlever un certain poids, qui ne serait, il est vrai, que de 1 centigramme. Ceci montre, en passant, pourquoi le vol est si facile aux insectes.

2° Avec un moteur de 3 kilos et demi par cheval, on peut enlever un homme.

3° Avec un moteur de 2 kilos par cheval, on pourrait enlever des poids lourds, faire des transports en commun, etc.

Formule de Taffoureau. — Le 1er août 1904, Edgar Taffoureau (1) a fait une remarque qui modifie le tableau de Renard. Renard a omis de tenir compte de la condition qui limite à $10x^2$ la charge que peut porter une hélice. On devra avoir pour les deux hélices :

$$H \leq 20x^2 \qquad (17)$$

et cette condition n'est pas remplie pour les trois derniers chiffres du tableau ; le moteur serait bien capable de fournir la puissance nécessaire, mais les hélices se rompraient sous la charge. En effectuant les calculs, on trouve que la formule (15) de Renard n'est valable que pour des moteurs pesant plus de 3 k. 9 par cheval. Pour des moteurs

(1) Comptes rendus de l'Académie des Sciences, voir aussi l'*Aérophile* de juilet 1907.

plus légers, on devra employer la formule de Taffoureau qui est obtenue en tenant compte de la condition (17). Cette formule est :

$$z_m = \frac{\left[20 - \varpi_1 \left(\frac{20}{a}\right)^{3/2}\right]^3}{27\varpi_2^{\,2}} \qquad (18)$$

ce qui modifie ainsi le tableau de Renard :

ϖ_1 Poids par cheval.	z_m Poids utile.
3^k	139^k au lieu de 220^k
2^k	340^k au lieu de 2.506^k
1^k	677^k au lieu de 160.000^k

Nos remarques de tout à l'heure se trouvent modifiées. Il y a maintenant un *maximum absolu* de poids utile enlevé. En effet, si on suppose que le poids du moteur devient nulle, la formule donne :

$$z_m = 1.185^k$$

Ainsi, quelle que soit la légèreté du moteur et sa puissance, on ne pourrait jamais enlever de poids supérieur à 1.185 kil. Encore ce chiffre ne pourrait-il même pas être approché en pratique. Le problème des poids lourds serait théoriquement impossible. On voit l'importance qu'aurait ce résultat.

Ces formules ne donnent pas le poids utile maximum. — Or, les résultats ci-dessus ne peuvent pas être considérés comme des *maxima maximorum*, car ils contiennent une hypothèse arbitraire, celle qui fixe à $10\,x^2$ la charge portée par une hélice. Pourquoi ce coefficient fixe de 10 kil. plutôt que 5 ou 15 ou tout autre chiffre ?

Avec les moteurs pesant plus de 3 k. 9 par cheval, les hélices n'ont pas à porter toute leur charge ; ne pourrait-on les construire plus légères ?

Au contraire, avec les moteurs pesant moins de 3 k. 9 par cheval, les hélices devraient pouvoir porter plus ; n'y aurait-il pas avantage à les construire plus fortes ?

Autrement dit, ne faut-il pas construire les hélices en vue de la charge qu'elles auront à porter, ni plus ni moins ?

Effectivement, nous allons montrer qu'on peut ainsi améliorer beaucoup les résultats.

Laissons indéterminée la charge (que nous désignerons par B) portée par une hélice, et, au lieu de la fixer à $10\,x^2$, remplaçons le chiffre 10 par un coefficient variable β :

$$B = \beta x^2 \tag{19}$$

β sera le *coefficient de charge*, ou charge d'une hélice de 1 mètre de diamètre. Nous calculerons β de manière à obtenir le meilleur résultat possible.

Il faut convenir d'une loi liant le poids ϖ_2 qui caractérise la famille d'hélices avec le coefficient de charge β. Naturellement les résultats dépendront de cette loi.

La première idée qui vient est celle de la proportionnalité, c'est-à-dire que le poids de l'hélice variera en proportion de la charge qu'elle doit porter. Cette hypothèse est la plus simple.

Est-elle légitime ? Nous le croyons, à cause de la vérification suivante. Supposons une hélice à 4 branches dont les branches ne se gênent pas mutuellement. Supprimons deux branches ; l'hélice portera deux fois moins, et pèsera aussi deux fois moins.

Sans doute, il ne serait pas bon de pousser les choses à l'extrême du côté de l'allègement des hélices, et de croire qu'on pourra construire des hélices de 10 m. de diamètre pesant 2 kilos sous prétexte qu'elles ont peu de charge à porter. A cause des chocs, des vents variables, des à-coups, il y a un minimum de solidité à exiger d'une hélice, et, dans les tableaux numériques qui vont suivre, les résultats qui correspondront à des coefficients de charge de moins de 2 à 3 kilos n'ont guère d'intérêt. Mais il est clair qu'il ne faut pas construire de la même façon une hélice qui doit porter 3 kilos de charge unitaire et une qui doit en porter 20 ou 50.

Nous poserons donc pour exprimer cette proportionnalité :

$$\beta_2 = \lambda \varpi_2 \qquad (20)$$

λ étant un paramètre fixe qui ne dépend que de l'habileté du constructeur ; sa signification s'obtient en faisant $\beta = 1$; c'est le poids de l'hélice de 1 mètre de diamètre capable de supporter une poussée de 1 kilo.

Calcul général. — Nous allons déterminer β par la condition que les hélices puissent supporter la poussée H que le moteur est capable de leur faire donner.

D'après (12), la poussée H qu'on peut obtenir est :

$$H = ax^{2/3}y^{2/3}$$

La poussée que peuvent supporter les hélices est, d'après (19) :

$$2B = 2\beta x^2$$

Égalant ces valeurs :

$$2\beta x^2 = ax^{2/3}y^{2/3}$$

d'où on tire :

$$\beta = \frac{a}{2} x^{-4/3}y^{2/3} \qquad (21)$$

Le poids d'une hélice est alors :

$$p = \varpi_2 x^3 = \lambda\beta x^3 = \lambda \frac{a}{2} x^{5/3}y^{2/3} \qquad (22)$$

L'équation (14) qui donne le poids utile, devient :

$$z = ax^{2/3}y^{2/3} - \lambda a x^{5/3}y^{2/3} - \varpi_1 y \qquad (23)$$

Cherchons le maximum z_m du poids utile z ; x et y étant variables, ce maximum s'obtient en annulant les dérivées partielles de z par rapport à x et à y.

Annulons d'abord z'_x :

$$z'_x = \frac{2}{3} ax^{-1/3}y^{2/3} - \frac{5}{3} \lambda ax^{2/3}y^{2/3} = 0$$

$$\frac{2}{3} x^{-1/3} - \frac{5}{3} \lambda x^{2/3} = 0$$

$$2 - 5\lambda x = 0$$

$$x = \frac{2}{5\lambda} \tag{24}$$

Ce résultat très simple est extrêmement remarquable. Il peut s'exprimer ainsi :

Théorème I. — *L'hélice qui enlève le maximum de poids utile a un diamètre fixe, qui ne dépend que de* λ, *c'est-à-dire du mode de construction employé ; il est indépendant du poids à enlever, du poids du moteur par cheval, du rendement du moteur, de la qualité des hélices et de la résistance de l'air.*

Sans doute, le résultat obtenu comme poids utile enlevé dépendra de ces diverses données, mais il est certain d'avance que le meilleur résultat possible sera obtenu avec des hélices ayant pour diamètre $\frac{2}{5\lambda}$.

Dans l'application numérique faite par Renard, le poids d'une hélice de 1 mètre portant 10 kilos est de 0 k. 5, d'où en substituant dans l'équation (20) :

$$0{,}5 = \lambda.10$$

$$\lambda = \frac{1}{20}$$

telle est la valeur de λ pour les hélices de Renard. Il en résulte :

$$x = \frac{2}{5}.20 = 8 \text{ mètres.}$$

Les hélices devront avoir 8 mètres de diamètre. Il est intéressant de remarquer que les hélicoptères qui se sont enlevés (Breguet, Cornu) étaient voisins de cette donnée.

Annulons maintenant z'_y.

$$z'_y = \frac{2}{3} a \left(x^{2/3} - \lambda x^{5/3}\right) y^{1/3} - \varpi_1 = 0$$

$$y^{-1/3} = \frac{\varpi_1}{\frac{2}{3} a x^{2/3} (1 - \lambda x)} \tag{25}$$

Substituant à x sa valeur tirée de (24), on obtient :

$$y = \frac{2^5}{5^5} \cdot \frac{a^3}{\varpi_1{}^3 \lambda^2} \tag{26}$$

Cette équation donne la puissance du moteur.

Portant les valeurs de x et y dans la valeur de z (formule 23) il vient enfin :

$$z_m = \frac{2^4}{5^5} \cdot \frac{a^3}{\varpi_1{}^2 \lambda^2} \tag{27}$$

Telle est valeur du poids utile maximum cherché. On remarque de suite les deux théorèmes suivants :

Théorème II. — *Le poids utile maximum enlevé par deux hélices est en raison inverse du carré du poids du moteur par cheval.*

Rappelons que dans la formule de Renard (formule 15) c'était la sixième puissance de ϖ qui intervenait. Ensuite, comme d'après la formule (11) a^3 est proportionnel à q qualité des hélices, on a :

Théorème III. — *Le poids utile maximum enlevé par deux hélices est proportionnel à la qualité des hélices.*

Dans la formule de Renard, le poids utile était proportionnel à a^9, c'est-à-dire à q^3. Il n'y a donc pas autant à gagner que le pensait Renard à améliorer la qualité des hélice.

Si ϖ_1 tend vers zéro, z_m augmente indéfiniment. Il n'y a donc pas de maximum absolu pour le poids utile, contrairement au résultat trouvé par Taffoureau, et il est théoriquement possible, en allégeant les moteurs, d'augmenter indéfiniment le poids utile enlevé.

La poussée totale, c'est-à-dire le poids total de l'appareil, s'obtient en remplaçant x et y par leurs valeurs dans la formule (12) :

$$H = \frac{2^5}{5^4} \cdot \frac{a^3}{\varpi_1{}^2\lambda^2} = 5z_m \tag{28}$$

Le poids Π du moteur est donné par :

$$\Pi = \varpi_1 y = \frac{2^5}{5^5} \cdot \frac{a^3}{\varpi_1{}^2\lambda^2} = 2z_m \tag{29}$$

Enfin, pour le poids des hélices, on trouve :

$$p = \frac{2^4}{5^5} \cdot \frac{a^3}{\varpi_1{}^2\lambda^2} = z_m \tag{30}$$

d'où ce théorème :

Théorème IV. — *Dans un système de deux hélices enlevant le maximum de poids utile, le moteur entre pour les* 2/5 *du poids total, chaque hélice pour* 1/5, *et le poide utile pour* 1/5.

Ces rapports fixes entre le poids des diverses parties de l'appareil sont extrêmement curieux.

Enfin, le coefficient de charge β s'obtient au moyen de l'équation (21) :

$$\beta = \frac{2}{5^2} \frac{a^3}{\varpi_1{}^2} \tag{31}$$

On voit que le coefficient de charge β ne doit pas rester constant ; il doit varier en raison inverse du carré de ϖ_1.

Par contre, il ne dépend pas de λ.

Comme le diamètre des hélices reste constant, le coefficient de charge β varie évidemment en raison directe du poids total, et par suite, en raison directe du poids utile à enlever.

Application numérique. — Avec les données numériques de Renard, on obtient :

$$z_m = \frac{1419}{\varpi_1^2}$$

$$x = 8^m \qquad y = \frac{2838}{\varpi_1^3} \qquad \beta = \frac{55.44}{\varpi_1^2}$$

Dans le tableau suivant, nous avons inscrit les valeurs de z_m pour les diverses valeurs de ϖ_1 envisagées par Renard ; de plus, nous y avons inscrit les puissances nécessaires, et les coefficients de charge, qui sont, comme on le verra, bien différents de 10 kilos.

ϖ_1 Poids par cheval.	z_m Poids utile.	y Puissance.	β Coefficient de charge.
10^k	$14^k,2$	2,3 chx	$0^k,47$
9^k	$17^k,5$	3,9 »	$0^k,68$
8^k	$22^k,2$	5,5 »	$0^k,86$
7^k	29^k	8,2 »	$1^k,13$
6^k	$33^k,4$	13.1 »	$1^k,56$
5^k	$56^k,8$	22,7 »	$2^k,23$
4^k	$88^k,7$	44 »	$3^k,5$
3^k	158^k	105 »	$6^k,2$
2^k	355^k	355 »	$3^k,9$
1^k	$1.4\ 9^k$	2.838 »	$55^k,4$

Les valeurs de z_m qui figurent dans ce tableau sont notablement plus grandes que celles obtenues par Renard et Taffoureau.

Le graphique ci-après en rend compte (fig. 110).

Notre courbe est tangente à celle de Taffoureau au point qui correspond à $\varpi_1 = 2$ k. 35.

C'est précisément la valeur pour laquelle β est égal à 10 k.

On voit qu'on peut enlever un homme avec un moteur de 4 k. par cheval.

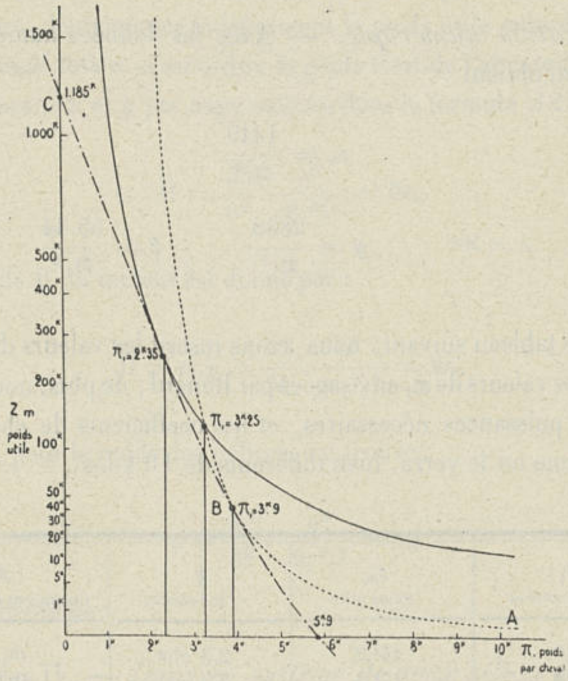

FIG. 110. — Courbe des poids utiles, en fonction du poids du moteur par cheval.

.... Formule de Renard, valable de A en B
—·—·—·— Formule de Taffoureau, valable de B en C.
———— Formule de A. Sée.

Examen des coefficients numériques. — Tous les chiffres qui précèdent sont établis en partant des données numériques admises par Renard en 1903. Les choses ont avancé depuis, et il y a lieu de voir si ces données ne doivent pas être modifiées.

Renard admettait $\varpi_2 = 0$ k. 500. Or, moins d'un an plus tard (1),

(1) Renard, sur un nouveau mode de construction des hélices aériennes, *Comptes rendus de l'Académie des Sciences*, 7 novembre 1904.

Renard lui-même annonce qu'il a construit des hélices de 2 m. 50 de diamètre, tout aussi solides et ne pesant que 3 kilos, et qu'il est certain d'arriver à mieux. Avec de telles hélices, ϖ_2 est réduit à 0 k. 192, et le coefficient β devient égal à $\frac{1}{52}$ au lieu de $\frac{1}{20}$.

Les poids utiles, qui dépendent du carré de λ, se trouvent multipliés par $\left(\frac{52}{20}\right)^2$ ou exactement par 6,78.

Le diamètre $\frac{2}{5\lambda}$ des hélices devient égal à 20 m. 83. Nous ne disons pas que ce serait très commode à réaliser, mais il est entendu que nous faisons de la théorie. Nous y reviendrons tout à l'heure.

Reste à examiner le coefficient a, qui, comme nous l'avons dit, est donné par la formule (11) :

$$a^3 = \frac{\pi}{2}.75^2.q\varphi r^2$$

$\frac{\pi}{2}.75^2$ est un nombre fixe.

q est la qualité des hélices. Renard avait obtenu $q = 1,14$.

On a fait mieux depuis ; M. Chauvière est arrivé à construire des hélices dont la qualité est 2,22.

Pour le rendement des transmissions, on peut conserver le chiffre de 0,9.

Dans ces conditions, a, qui varie comme $q^{1/3}$, devient égal à 11 au lieu de 8,85.

En définitive, on obtient :

$$x = 20 \text{ m. } 83$$

$$z_m = \frac{18600}{\varpi_1^{\,2}} \qquad y = \frac{37200}{\varpi_1^{\,3}} \qquad \mathfrak{G} = \frac{108}{\varpi_1^{\,2}}$$

d'où le tableau suivant :

ϖ_1 Kilos.	z_m Kilos.	y Chevaux.	β Kilos.
14	95	13	0,4
13	110	17	0,5
12	129	20	0,6
11	153	28	0,8
10	186	37	1,1
9	230	52	1,3
8	292	72	1,7
7	380	108	2,2
6	520	173	3
5	750	300	4,3
4	1.160	580	6,8
3	2.100	1.380	12
2	4.650	4.650	27
1	18.600	37.200	108

Si nos hypothèses sont justes, ces résultats montrent qu'on pourrait théoriquement enlever un homme avec un moteur pesant 14 kil. par cheval.

Mais l'invraisemblance des hélices de 20 mètres nous arrête. Nous préférons nous en tenir aux hélices de 8 mètres qui sont pratiquement réalisables, et nous allons traiter le nouveau problème suivant, qui aura un intérêt plus immédiat :

Quel est le poids utile maximum qu'on peut enlever avec deux hélices de 8 *mètres de diamètre ?*

Pour le résoudre nous n'avons qu'à remplacer x par 8m., λ par $\frac{1}{52}$ et a par 11 dans la formule (25); il vient :

$$y^{-1/3} = \frac{\varpi_1}{\frac{2}{3} .\ 11.\ 4.\ 0{,}85}$$

d'où :

$$y = \frac{15500}{\varpi_1{}^3} \qquad (32)$$

Pour la poussée totale, on aura :

$$H = ax^{2/3}y^{2/3} = 4ay^{2/3} = 44y^{2/3}$$

et en substituant la valeur des y tirée de (32) :

$$H = \frac{27400}{\varpi_1^2} \tag{33}$$

Pour le poids des hélices, on a par l'équation (22) :

$$2p = \lambda a x^{5/2} y^{2/3} = \frac{4250}{\varpi_1^2} \tag{34}$$

Enfin, on a pour le poids utile x :

$$z = H - 2p - \varpi_1 y = \frac{27400}{\varpi_1^2} - \frac{4250}{\varpi_1^2} - \frac{15500}{\varpi_1^2} = \frac{7800}{\varpi_1^2}$$

D'où le tableau suivant :

ϖ_1 Kilos.	z Kilos.	y Chevaux.
10	78	16
9	97	21
8	120	31
7	160	45
6	215	72
5	310	124
4	485	243
3	860	580
2	1.950	1.950
1	7.750	15.500

Nous en tirerons la conclusion pratique suivante :

Avec deux hélices de 8 mètres de diamètre, on peut enlever un homme avec un moteur de 16 HP, pesant 10 k. par cheval.

Deux remarques s'imposent :

La première est que les résultats trouvés pour les hélicoptères sont exactement de même forme que ceux que nous avons trouvés précédemment pour les aéroplanes.

La seconde est que les hélicoptères ne sont pas moins économiques que les aéroplanes comme puissance motrice nécessaire, contrairement à une opinion courante qui veut que les hélicoptères gaspillent la force motrice.

Influence de la translation. — Tout ce qui précède concerne des hélicoptères immobiles dans l'air, sans translation. Dans le cas d'une translation plus ou moins rapide, qu'arrivera-il ? Beaucoup d'auteurs ont supposé, *a priori*, que les hélices travailleraient mal. Or, c'est une erreur ; la théorie et l'expérience sont d'accord pour constater que la translation améliore beaucoup la qualité portante des hélices sustentatrices. Les expériences de l'institut de Koutchino ont montré que, dans un courant d'air latéral d'une vitesse de 6 m., l'hélice essayée avait sa qualité portante quadruplée.

Le même phénomène existe nécessairement pour les grandes hélices des hélicoptères, dans une proportion que des expériences futures nous apprendront sans doute.

Ce qu'il faut retenir pour le moment, c'est que les *maxima maximorum* calculés ci-dessus seront encore notablement augmentés dans le cas de la translation, ou dans le cas d'un courant d'air latéral.

Tel appareil qui, en air calme, ne pourra pas s'enlever, s'enlèvera facilement lorsqu'il y aura un vent de quelques mètres à la seconde, ou lorsqu'il aura par un moyen quelconque acquis une certaine vitesse de translation.

Par contre, un hélicoptère qui se sera enlevé péniblement sur place sera fortement allégé dès qu'il aura acquis un peu de vitesse, et se trouvera en possession d'un excédent de puissance qui lui permettra une translation rapide. Cette translation pourra être obtenue par inclinaison des hélices.

Comme la puissance nécessaire au vol diminue lorsque l'appareil acquiert de la vitesse, il y a nécessairement une *vitesse de moindre puissance,* ni plus ni moins que pour les aéroplanes.

Mais nous n'avons, jusqu'à présent, aucune base pour la calculer.

Passé cette vitesse, le travail augmente sans limites.

CHAPITRE X

L'HÉLICE PROPULSIVE.

Limite de rendement. — Tentatives de théorie (Froude, Arnoux, Ferber, Legrand, Drzewiecki). — Expériences de Riabouchinsky. — Théorie générale des hélices propulsives. — Rendement. — Hélice optima. — Travail dépensé par un aéroplane, en tenant compte du rendement de l'hélice.

On considère une hélice qui se déplace parallèlement à son axe à la vitesse de translation V.

Les expériences de M. Flamm montrent que la forme de la veine fluide au voisinage de l'hélice est analogue à celle qui a lieu pour l'hélice au point fixe.

L'hélice au point fixe est, en somme, un cas particulier de l'hélice propulsive, cas où la vitesse de translation est nulle.

On considère, comme pour l'hélice au point fixe, le *pas* H et la *vitesse fictive* nH, vitesse à laquelle l'hélice avancerait si elle pouvait se visser dans un écrou solide.

On nomme *avance par tour* le rapport $\frac{V}{n}$, et *rendement propulsif* le rapport $\frac{V}{nH}$ entre la vitesse réelle et la vitesse fictive.

La différence $nH - V$ entre la vitesse fictive et la vitesse réelle s'appelle *recul absolu*.

On appelle *recul relatif*, ou simplement *recul*, le rapport $\frac{nH - V}{nH}$ ou $1 - \frac{V}{nH}$; on le désigne par r.

Toutes ces définitions ne sont précises qu'autant qu'on a pu définir exactement le pas.

LIMITE DE RENDEMENT.

Le rendement est le rapport du travail utile au travail moteur.

Le travail utile est le produit de la poussée par la vitesse de translation ; il n'est pas nul comme dans le cas de l'hélice sustentatrice.

M. Drzewiecki (1) et ensuite M. Louis Breguet (2) ont montré qu'il existe un maximum de rendement.

Considérons un élément m de l'hélice (Fig. 111). Il est animé d'une vitesse U résultant de la vitesse de translation V et de la vitesse de rotation W de l'élément autour de l'axe.

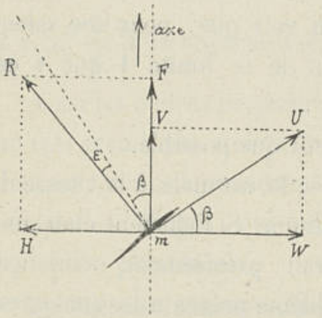

Fig. 111.
Rendement d'un élément d'hélice.

β est l'angle de la vitesse mU avec mW.

L'élément reçoit de l'air une réaction R qui fait un angle ε avec la perpendiculaire à mU, et qui a pour composantes F suivant l'axe et H suivant la direction de W. F est la poussée ; H est la résistance que le couple moteur doit vaincre.

Remarquons, pour être complet, que R a peut-être une troisième composante dirigée suivant le rayon du point m, mais elle est faible et on peut la négliger, car, perpendiculaire à la vitesse V comme à la vitesse W, elle ne prend part ni au travail utile ni au travail moteur.

Le travail utile est FV. Le travail moteur est HW.

(1) Drzewiecki, Des hélices propulsives, Paris 1892, et *Assoc. technique maritime,* 1892, 1900, 1901, 1903.

(2) Breguet, Sur le rendement des hélices de propulsion dans l'air, *Comptes rendus de l'Acad. des Sciences,* 20 janvier 1908.

On a :

$$F = R \cos(\beta + \varepsilon)$$
$$H = R \sin(\beta + \varepsilon)$$
$$V = W \operatorname{tg} \beta$$

Le rendement ρ est donné par :

$$\rho = \frac{FV}{HW} = \frac{R \cos(\beta + \varepsilon) W \operatorname{tg} \beta}{R \sin(\beta + \varepsilon) W} = \frac{\cos(\beta + \varepsilon) \operatorname{tg} \beta}{\sin(\beta + \varepsilon)}$$

$$\rho = \frac{\operatorname{tg} \beta}{\operatorname{tg}(\beta + \varepsilon)} \qquad (1)$$

Telle est la valeur du rendement. On voit que, pour une valeur donnée de β, ρ est d'autant plus voisin de la limite 1 que ε est plus petit.

Il y a donc intérêt à rendre ε aussi petit que possible.

ε est l'angle que fait la réaction avec la normale à la vitesse de l'élément considéré. Cet angle a un minimum. Si l'élément était une surface d'aéroplane, ce minimum serait précisément celui qui correspond à la moindre traction ; le problème présente des analogies.

On ne peut pas déterminer théoriquement ce minimum. M. Louis Breguet l'a mesuré expérimentalement, au moyen d'ailes à inclinaison variable, et il a trouvé des angles ε compris entre 6 et 10°. L'angle de 6° peut être considéré comme pratiquement très bon et difficile à améliorer.

L'angle ε étant fixé, cherchons, au moyen de l'équation (1), la valeur de β qui rend ρ maximum.

Il suffit d'annuler la dérivée de ρ par rapport à β ; on trouve facilement :

$$\sin 2\beta = \sin 2(\beta + \varepsilon)$$

D'où deux solutions :

$$\beta = \beta + \varepsilon \text{ (solution à supprimer)}$$

et :

$$2\beta = \pi - 2(\beta + \varepsilon)$$

$$\beta = \frac{\pi}{4} - \frac{\varepsilon}{2} = 45^{\circ} - \frac{\varepsilon}{2}$$

Comme ε est voisin de 6°, β doit être voisin de 42°. Ainsi β doit être très voisin de 45° ; et comme l'angle d'attaque de l'élément est certainement très petit, il en résulte que l'élément d'hélice est à peu près incliné à 45° sur l'axe.

On peut en déduire une approximation pour le pas optimum. Si on admet que la partie de l'aile située aux 3/4 du rayon est la plus active et si cette partie est inclinée à 45° sur l'axe, le pas sera $2\pi \times \frac{3}{4}$ R ou environ 2,35 D.

Ainsi les hélices propulsives à rendement optimum devront avoir un très grand pas, voisin du double du diamètre. Par suite, elles devront tourner lentement. Il est intéressant de remarquer que les aéroplanes Wright, qui ont le meilleur rendement, ont aussi les hélices les plus lentes.

Les hélices à grande vitesse et à petit pas sont très employées à cause des facilités de la prise directe, mais c'est au détriment du rendement.

Pour $\varepsilon = 6^{\circ}$ et pour $\beta = 42^{\circ}$, conditions du maximum de rendement, le rendement ρ de l'élément, d'après la formule (1), est 0,81.

Si l'hélice était limitée à cet élément (ce qui théoriquement n'est pas impossible, car on pourrait réduire les pales à une très petite portion de surface ; on aurait un bon rendement, mais on devrait se contenter d'une poussée très faible, et ce ne serait pas intéressant) le rendement de l'hélice serait exactement 0,81.

Mais, pour les parties de l'aile plus rapprochées ou plus éloignées de l'axe, l'inclinaison β augmente ou diminue, et le rendement n'est plus maximum. Heureusement, si on construit la courbe de ρ en fonction de β définie par l'équation (1), on constate que ρ varie très lentement aux environs du maximum. Cette courbe est donnée, fig. 112, pour le cas de $\varepsilon = 6^0$. On voit que le rendement varie très peu entre $\beta = 25^0$ et $\beta = 60^0$, et que pour les limites de cet intervalle, il est encore voisin de 0,8.

Sans vouloir chercher sa valeur moyenne pour la surface totale de l'aile au moyen d'une intégration, ce qui serait une méthode qu'on n'a pas le droit d'appliquer, on peut voir que le rendement global de l'aile sera très voisin de 0,8. Comme β peut varier de 25^0 à 60^0, la partie utile de l'aile aura pour longueur les 35/60 du rayon, soit environ les trois cinquièmes. Il n'est pas intéressant de faire travaillIer la partie comprise entre l'axe et les 2/5 du rayon. Dans les conditions ci-dessus, l'hélice aura un pas à peu près égal à 1.5 D.

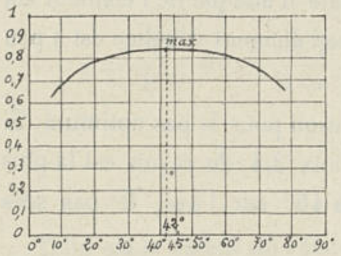

Fig. 112. — Courbe du rendement en fonction de l'inclinaison de l'élément.

La valeur 6^0 pour l'angle ε doit être un minimum difficile à obtenir ; pour les diverses valeurs de ε pratiquement réalisables on obtiendra de même, comme rendement global approximatif :

pour $\varepsilon = 6^0 \qquad \rho = 0{,}80$

$\varepsilon = 8^0 \qquad \rho = 0{,}75$

$\varepsilon = 10^0 \qquad \rho = 0{,}70$

Tels sont les rendements qu'on peut espérer obtenir avec de bonnes hélices bien employées.

TENTATIVES DE THÉORIE DE L'HÉLICE PROPULSIVE.

Le problème fondamental de la théorie de l'hélice propulsive consiste à exprimer la poussée F et la puissance motrice T en fonction du diamètre D, de la vitesse de rotation n et de la vitesse de translation V.

Jusqu'ici ce problème n'a pas été résolu, et les essais faits ont été infructueux. Nous donnerons ci-après une théorie nouvelle que nous croyons bonne.

Quelles sont les raisons de ces insuccès ? Nous en voyons quatre :

1° L'extrême difficulté de l'expérimentation. Mesurer méthodiquement la poussée et le travail d'une hélice dans un courant d'air uniforme de vitesse connue exige un rare talent d'expérimentateur. M. Riabouchinsky est le seul qui y soit parvenu.

2° La grande incertitude qui résulte de l'absence d'une définition précise du pas. Cette incertitude empêche de voir apparaître les lois simples du phénomène.

3° L'existence d'un phénomène accessoire qui masque en partie l'allure de la loi.

4° L'idée préconçue d'introduire le *recul* dans les formules. En réalité, ce paramètre n'y entre pas sous une forme simple.

Disons quelques mots des principales théories proposées jusqu'ici.

FORMULE DE M. FROUDE (1)

M. Froude admet la formule :

$$F = an^2 - bn$$

a et b étant des expressions qui dépendent de la vitesse V, et qui sont constants si V ne varie pas. Montrons que cette formule se ramène à celle de M. Arnoux dont nous parlons plus loin. P s'annule pour une certaine vitesse de rotation n_0 telle que :

$$an_0^2 - bn_0 = 0$$

d'où :

$$b = an_0$$

(1) Froude, *Naval Architects*, 1886 et 1908.

Quand la poussée est nulle, c'est que l'avance par tour est égale au pas ; on a donc :

$$H = \frac{V}{n_0}$$

d'où :

$$b = an_0 = a\,\frac{V}{H}$$

par suite, on a :

$$F = an^2 - \frac{aV}{H}\,n = an^2\left(1 - \frac{V}{nH}\right)$$

C'est la formule de M. Arnoux.

FORMULE DE M. ARNOUX (1).

M. René Arnoux a trouvé expérimentalement que la poussée est fonction sensiblement linéaire de V, et qu'on peut écrire :

$$F = an^2\left(1 - \frac{V}{nH}\right)$$

Ou encore, en introduisant le recul r qui est égal à $1 - \frac{V}{nH}$:

$$F = an^2 r$$

Les expériences certainement plus précises et plus complètes de M. Riabouchinsky ne corroborent pas cette formule. Du reste, il est facile de voir qu'elle ne peut pas être exacte ; si, en effet, on fait $n = 0$ on trouve $F = 0$. C'est-à-dire que si l'hélice ne tourne pas, elle peut se déplacer dans l'air à une vitesse quelconque sans subir

(1) René Arnoux, Force et puissance de propulsion des hélices aériennes. *Comptes rendus de l'Ac. des Sciences,* 22 février 1909.

aucune poussée, ce qui est inadmissible. Dans la formule que nous donnerons plus loin, nous trouvons, dans le cas en question, une poussée proportionnelle au carré de la vitesse, ce qui est logique.

FORMULE DE FERBER (1).

Le capitaine Ferber a proposé les formules suivantes :

$$F = h(\alpha r - \alpha') n^2 D^4.$$

$$T = (h^2 \beta r + \beta') n^3 D^5$$

formules dans lesquelles le diamètre est en évidence et qui, pour $r = 1$ (cas de l'hélice au point fixe) comprennent comme cas particulier celles du colonel Renard. Ferber a obtenu ces formules par la méthode analytique et par une intégration, ce qui, comme nous l'avons expliqué, est illégitime. De plus, il suppose que la pale d'hélice est à pas constant, ce qui enlève au problème sa généralité.

Du reste, ces formules prêtent à la même objection que nous avons faite à celle de M. Arnoux.

FORMULE DE M. LEGRAND (2).

M. Legrand arrive par des considérations théoriques à la formule suivante :

$$F = ar^2 n^2 h^2 D^4$$

qu'on peut, en remplaçant le recul r par sa valeur $1 - \frac{V}{nH}$, écrire sous la forme :

$$F = an^2 h^2 D^4 \left(1 - \frac{V}{nH}\right)^2.$$

---

(1) Ferber, L'Aviation, Paris 1909.

(2) J. Legrand, Nouvelles formules pour le calcul des hélices nautiques, *Assoc. technique maritime,* mai 1910.

M. Legrand a lui-même vérifié que sa formule ne concorde pas avec l'expérience. Il a essayé empiriquement de l'améliorer en adoptant des exposants fractionnaires, dont la présence semble assez difficile à admettre.

THÉORIE DE M. DRZEWIECKI (1).

M. Drzewiecki a indiqué des règles pour la construction des hélices, et une formule de la puissance motrice F qui est la suivante :

$$F = an^{2,1} V^{0,9} D^{4,1}$$

Ces règles et cette formule, basées sur des considérations purement théoriques, ne sont pas exactes, et M. Riabouchinsky a montré (2) qu'elles conduisent à des courbes représentatives qui n'ont aucune ressemblance avec les courbes expérimentales. Aussi n'y insisterions-nous pas, si M. Drzewiecki, par une singulière illusion, ne prétendait que sa méthode est absolument rigoureuse et ne fait appel à aucune hypothèse.

Rappelons brièvement que :

On n'a pas le droit d'admettre que l'air est préalablement au repos, c'est contraire aux faits.

On n'a pas le droit d'appliquer la formule des plans minces, parce que l'air arrive avec une vitesse qui n'est pas contenue dans le plan de symétrie de l'élément, et aussi parce que le mouvement de la pale n'est pas une translation rectiligne et de vitesse uniforme.

Il n'y a pas de raison pour supposer la face inférieure à section rectiligne.

L'angle d'attaque défini par cette face inférieure n'est pas celui qui doit figurer dans les formules de la réaction.

---

(1) Drzewiecki, Des hélices propulsives, Paris 1892, et *Assoc. technique maritime,* 1892, 1900, 1901, 1910.

(2) *Bull. Inst. aérodyn. de Koutchino,* fasc. II. 1909, p. 76 à 78.

On n'a pas le droit d'intégrer, parce que la réaction sur un élément n'est pas indépendante des éléments voisins.

La formule de Duchemin n'est pas applicable aux petits angles, ainsi que Duchemin l'a montré lui-même.

En outre, il est absurde de donner aux pales une largeur constante, sans autre prétexte que celui-ci : « comme pratiquement toutes les formes se valent, il est préférable de choisir la plus simple d'entre elles et qui se prête le plus facilement au calcul (*sic*). »

La théorie des hélices propulsives reste donc à faire.

M. Riabouchinsky a établi empiriquement des formules qui résument ses expériences très complètes et très méthodiques, et qui les traduisent d'une façon remarquablement exacte. Nous avons pu, par un raisonnement théorique, justifier la forme de ces formules ; dès lors, il est légitime de les considérer comme générales, et d'en faire la base de la théorie générale des hélices propulsives.

EXPÉRIENCES DE M. RIABOUCHINSKY.

Ces expériences (1) sont les plus complètes et les plus exactes qu'on ait faites sur les hélices propulsives. Tous ceux qui voudront approfondir la question devront étudier en détail les chiffres obtenus et les courbes qui les résument.

Elles ont été faites sur des hélices de $0^m,30$ de diamètre et ayant des pas relatifs égaux à :

0 (secteur plat) ; 0,25 ; 0,5 ; 1 ; 2 et 3

Les hélices étaient à deux pales avec un angle au centre de 18^o (fraction de pas 1/10).

Ces hélices étaient placées dans le tube de l'Institut de Koutchino, et recevaient un courant d'air axial dont la vitesse V variait de 0 à 6 mètres.

---

(1) *Bull. Inst. aérodyn. de Koutchino,* fasc. II, 1909, p. 75 à 95.

On faisait tourner les hélices dans les deux sens, à des vitesses variant de — 42 à + 49 tours par seconde, en passant par zéro.

On mesurait la poussée et le travail dépensé. Les résultats sont transcrits dans des tableaux et traduits par des courbes représentant la poussée pour une vitesse axiale donnée V et pour diverses valeurs de la vitesse de rotation n.

Ces courbes sont intéressantes à étudier.

Tout d'abord pour le secteur plat (hélice de pas nul), nous retrouvons la courbe dont nous avons déjà parlé dans un chapitre précédent, courbe qui tend asymptotiquement vers la droite qui représente la poussée sur un disque plein (Fig. 113). Cette droite est représentée en pointillé. La figure 113 donne la courbe de la poussée pour diverses vitesses axiales, le secteur tournant dans les deux sens. Les poussées sont considérées comme négatives, pour indiquer qu'elles s'exercent en sens contraire du mouvement relatif de translation du secteur; elles sont retardatrices.

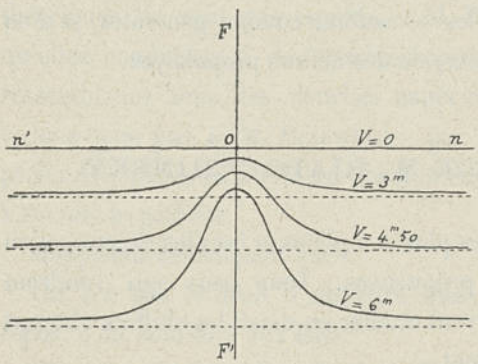

Fig. 113.
Poussée sur un secteur plat en rotation.

Considérons, par exemple, la courbe pour V = 3^{m}. On peut remarquer que, aux grandes vitesses de rotation seules intéressantes en aviation, la courbe est pratiquement confondue avec son asymptote qui correspond à la poussée sur un disque plein. Ce n'est qu'aux faibles vitesses, et spécialement pour $n = 0$, que la courbe présente une pointe, une anomalie. Pour $n = 0$ il y a un minimum ; la poussée est réduite précisément dans le rapport de la fraction de pas, c'est-à-dire qu'ici elle est réduite au 1/10. Mais si la fraction de pas était égale à 1 (disque complet) la courbe ne serait autre que la droite asymptote ; elle ne présenterait pas de minimum. Ce minimum, cette pointe n'est donc pas une partie essentielle et intéressante de la courbe ; il ne résulte ni du diamètre, ni du pas, ni de la vitesse axiale, ni de la qualité des surfaces, mais seulement de la fraction de pas ; et il ne faut pas y attacher une importance trop grande ni s'efforcer de le faire figurer dans les formules générales, car il n'existerait pas pour des secteurs (ou des hélices, comme nous allons le voir) ayant une fraction de pas suffisamment grande.

Les formules générales devront plutôt représenter ce qui est immuable dans la courbe, à savoir les parties qui se confondent avec l'asymptote.

Remarquons que, si on les assimile à leur asymptote, les courbes correspondant à $V = 0$, $V = 3^m$, $V = 4^m,50$, $V = 6^m$, se déduisent l'une de l'autre par simple déplacement parallèlement à oF, c'est-à-dire par addition aux ordonnées d'une quantité indépendante de n. Nous verrons ci-après que cette propriété se généralise pour les hélices.

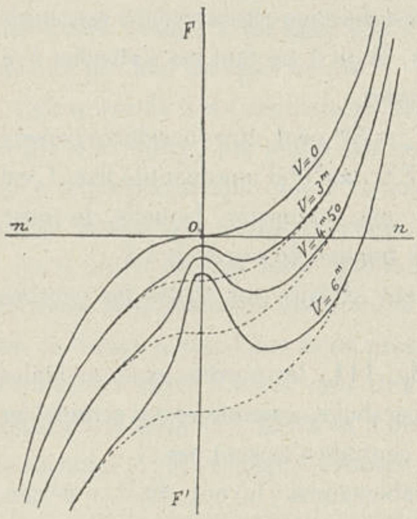

Fig. 114. — Poussée d'une hélice dans un courant d'air axial.

Voyons maintenant les courbes obtenues expérimentalement pour une hélice véritable, par exemple pour celle dont le pas relatif est égal à 1.

Pour $V = 0$ (hélice au point fixe) nous devons, en faisant varier n, obtenir la courbe représentative de la formule du colonel Renard :

$$F = \alpha n^2 D^4$$

c'est-à-dire une parabole à deux branches égales de part et d'autre du point 0. Nous l'obtenons, en effet (Fig. 114). Seulement, pour tenir compte de ce que, quand n change de sens, la poussée change de sens, il est nécessaire de tracer les deux branches en sens opposé, l'une vers le haut l'autre vers le bas, ce qui déroute un peu au premier abord et change l'aspect bien connu de la parabole du second degré. Il y a là une particularité graphique intéressante.

Pour la vitesse axiale $V = 3^m$, nous obtenons une courbe qui, dans son ensemble, paraît obtenue en abaissant la précédente parallèlement à 0 F'. Et en effet, sauf dans la partie voisine de 0, l'étude des tableaux numériques montre que la différence d'ordonnée entre les courbes est remarquablement constante. Mais au voisinage du point **0**, c'est-à-dire pour les faibles vitesses de rotation, la différence d'ordonnée se réduit environ au 1/10, et la courbe présente une anomalie, une pointe tout à fait analogue à celle dont nous avons parlé à propos du secteur plat. Il est clair que cette anomalie est causée également par la fraction de pas, et qu'il ne faut pas s'attacher à la retrouver dans les formules générales.

En résumé, la courbe pour $V = 3^m$ peut être considérée comme obtenue en abaissant la parabole $F = \alpha n^2 D^4$ d'une quantité fixe. C'est donc aussi une parabole, avec une anomalie, laquelle du reste n'existerait pas pour une hélice à fraction de pas égale à 1.

Les mêmes remarques peuvent se faire sur toutes les courbes obtenues par M. Riabouchinsky.

Nous avons représenté sur la fig. 114, les courbes expérimentales en trait plein, et en pointillé les paraboles-asymptotes qui seraient les courbes elles-mêmes si la pointe centrale n'existait pas.

Les courbes tracées par M. Riabouchinsky lui ont, dit-il, « permis d'établir les formules empiriques suivantes :

$$F = \alpha R^4 \pi m \Delta \left(n^2 - \frac{V^2}{H^2}\right)$$

$$T = \frac{1}{2} \beta R^5 \pi m \Delta n \left(n^2 - \frac{V^2}{H^2}\right)$$

où α et β sont les coefficients obtenus en faisant tourner l'hélice autour d'un point fixe, et $m\Delta$ la masse d'un mètre cube du milieu. »

Sans rien changer à ces formules, nous introduisons le diamètre au lieu du rayon, conformément à nos notations précédentes, et nous faisons entrer $\pi m\Delta$ dans les coefficients α et β ; les formules deviennent :

$$F = \alpha n^2 D^4 \left(1 - \frac{V^2}{n^2 H^2}\right) \qquad (1)$$

$$T = \beta n^3 D^5 \left(1 - \frac{V^2}{n^2 H^2}\right) \qquad (2)$$

Ces formules, que nous appellerons *formules générales*, représentent d'une façon très satisfaisante les courbes expérimentales, sauf dans la partie voisine de $n = 0$, ce à quoi nous devons nous attendre puisque la fraction de pas n'y est pas mise en évidence (1).

Nous remarquons que la poussée F est nulle lorsque $V = nH$, c'est-à-dire lorsque V est égale à la vitesse fictive, ou encore lorsque l'avance par tour est égale au pas.

Cela se vérifie très sensiblement dans les résultats expérimentaux de Riabouchinsky ; pas tout à fait cependant, et cela semble tenir à une erreur systématique due à ce fait que le pas a été déterminé *a priori* comme *pas de construction*.

Nous avons dit que cette détermination manque absolument de précision. Mais justement les formules ci-dessus nous donnent l'occasion de définir le pas d'une façon précise. Le pas sera, par définition, *la longueur dont l'hélice doit avancer par tour pour que la poussée soit nulle* (2). Alors on a bien $V = nH$ lorsque $F = 0$, et les formules (1) et (2) gagnent encore en rigueur.

---

(1) Il serait facile, si on y tenait, de mettre en facteur une fonction de n et de la fraction de pas qui rendrait les formules tout à fait rigoureuses. Mais c'est une complication inutile, car pour les vitesses de rotation utilisées en aviation cette fonction différerait très peu de l'unité, la partie centrale de la courbe n'étant pas utilisée. Ce serait plus utile pour le cas où on appliquerait les mêmes formules à la théorie du moulin à vent.

(2) On voit que le pas ne peut pas être considéré comme un élément de construction connu *a priori*, et qu'il ne peut être déterminé qu'expérimentalement, ce qui n'est pas sans présenter des difficultés. Mais c'est seulement à ce prix qu'on pourra sortir la théorie de son imprécision actuelle.

On vérifie expérimentalement que le pas ainsi défini est indépendant de n.

Comme les formules (1) et (2) sont basées sur des expériences très précises, comme d'autre part elles admettent comme cas particulier, pour $V = 0$, les formules établies par le colonel Renard pour les hélices au point fixe, rien ne s'oppose à ce qu'on les prenne pour base de la théorie des hélices propulsives.

Mais elles ne sont données par M. Riabouchinsky que comme simples formules empiriques, et à ce titre leur généralisation et leur extrapolation seraient quelque peu hasardées. Nous allons montrer qu'on peut les établir *a priori* par des considérations théoriques.

THÉORIE GÉNÉRALE DES HÉLICES PROPULSIVES.

Si on cherche à se représenter sous une forme simple le mode d'action d'une hélice dans l'air, on est tenté d'assimiler l'hélice à un plan orthogonal de surface sinon égale, du moins proportionnelle au cercle balayé par l'hélice, chassant à travers lui un cylindre d'air avec la vitesse relative uniforme nH, et prenant point d'appui sur l'inertie de l'air chassé.

Nous allons voir que cette assimilation permet de retrouver les formules de Riabouchinsky.

Considérons l'hélice comme immobile dans un courant d'air axial de vitesse V. Le travail effectué sur l'air, point d'appui fuyant, est $\mathrm{F}n\mathrm{H}$. Ce travail est employé à faire passer la masse d'air à la vitesse NH, mais en partant de la vitesse V qu'elle possède déjà.

Calculons la masse de l'air chassé. La section de la veine fluide est $b\mathrm{D}^2$, b étant un paramètre inconnu. Son volume par seconde est $b\mathrm{D}^2 n\mathrm{H}$.

Sa masse est $\frac{1}{2}\,\frac{\Delta}{g}\,b\mathrm{D}^2 n\mathrm{H}$.

Sa variation de force vive est $\frac{1}{2}\,\frac{\Delta}{g}\,b\mathrm{D}^2 n\mathrm{H}\,(n^2\mathrm{H}^2 - \mathrm{V}^2)$.

Égalant cette valeur au travail FnH effectué, on obtient :

$$\frac{1}{2}\frac{\Delta}{g}bD^2nH(n^2H^2 - V^2) = FnH$$

d'où :

$$F = \frac{1}{2}\frac{\Delta}{g}bD^2n^2H^2\left(1 - \frac{V^2}{n^2H^2}\right)$$

et comme on a, d'après la définition du pas relatif, $H = hD$, on obtient :

$$F = \frac{1}{2}\frac{\Delta}{g}bh^2n^2D^4\left(1 - \frac{V^2}{n^2H^2}\right).$$

En posant $\frac{1}{2}\frac{\Delta}{g}bh^2 = \alpha$, on retrouve exactement la formule empirique (1).

Calculons maintenant le travail T dépensé.

Soit η le rendement, on a :

$$T = \frac{FnH}{\eta} = \frac{FnhD}{\eta} = \frac{1}{\eta}\frac{1}{2}\frac{\Delta}{g}bh^3n^3D^5\left(1 - \frac{V^2}{n^2H^2}\right)$$

En posant $\frac{1}{\eta}\frac{1}{2}\frac{\Delta}{g}bh^3 = \beta$, on retrouve exactement la formule empirique (2).

Remarquons que l'on a :

$$\eta = \frac{\alpha}{\beta}h$$

Ce rendement n'est donc pas autre chose que ce que nous avons appelé *rendement de construction* ou *rendement fictif* à propos des hélices au point fixe.

La reconstitution théorique des formules (1) et (2) est importante en ce qu'elle leur confère la généralité et qu'elle en légitime l'extrapolation. La théorie et l'expérience se complètent et se fortifient l'une l'autre ; l'expérience seule serait inapte à être généralisée ; la théorie seule, si elle n'était pas vérifiée par l'expérience, n'aurait aucune espèce de valeur.

Entendons-nous bien. Nous ne voulons pas dire que ce qui précède démontre l'exactitude de nos hypothèses, et que les choses se passent réellement comme nous avons tenté de nous les représenter. Il est au contraire certain que cette représentation est très inexacte. Mais nos hypothèses sont utiles par la raison que « tout se passe comme si elles étaient justes. »

N'oublions pas que la théorie ne prétend jamais à connaître la vraie nature des faits ; elle a pour but essentiel de constituer des hypothèses simples telles que, si elles étaient exactes, les choses se passeraient de la même façon. Cela suffit pour pouvoir appliquer aux faits les procédés du raisonnement et du calcul.

Nous considérons donc les formules générales (1) et (2), que nous rappelons :

$$F = \alpha n^2 D^4 \left(1 - \frac{V^2}{n^2 H^2}\right) \qquad (1)$$

$$T = \beta n^3 D^5 \left(1 - \frac{V^2}{n^2 H^2}\right) \qquad (2)$$

comme base de la théorie des hélices propulsives. Il ne reste plus qu'à déduire leurs conséquences.

Elles montrent d'abord qu'au point de vue des calculs de mécanique une hélice propulsive est complètement déterminée par quatre paramètres D, H, α et β.

Rappelons que l'hélice sustentatrice est définie par trois paramètres seulement. Les 4 paramètres de l'hélice propulsive sont : d'abord les trois paramètres de l'hélice sustentatrice, qu'on peut déterminer au point fixe ; et ensuite le pas, qu'on ne peut déterminer que sur une hélice dans un courant d'air axial.

Les formules (1) et (2) permettent de résoudre tous les problèmes relatifs à l'hélice propulsive. Connaissant l'action d'une hélice dans des circonstances déterminées, elles permettront de calculer son action dans toute autre circonstance.

On pourra notamment résoudre les problèmes suivants : quelle est la poussée d'une hélice en translation à une vitesse donnée? Quelle sera la vitesse de translation d'une hélice dont on se donne d'avance la poussée et la vitesse de rotation? Quelle doit être la vitesse de rotation d'une hélice pour produire une poussée donnée à une vitesse donnée? Etc.

Théorème. — *La poussée est proportionnelle au couple moteur, quelles que soient les vitesses de rotation et de propulsion.*

En effet le couple moteur C est égal à $\frac{T}{2\pi n}$.

Le rapport de la poussée au couple est donc :

$$\frac{F}{C} = \frac{\alpha n^2 D^4 \left(1 - \frac{V^2}{n^2 H^2}\right) 2\pi n}{\beta n^3 D^5 \left(1 - \frac{V^2}{n^2 H^2}\right)} = \frac{\alpha}{\beta} \frac{2\pi}{D}.$$

Ce rapport est bien constant.

Il reste le même si l'hélice est au point fixe ; on pourra donc au point fixe mesurer expérimentalement le couple nécessaire pour obtenir une poussée donnée en marche.

On peut dans les formules générales mettre en évidence le recul r, qui est égal à $1 - \frac{v}{nH}$. On obtient :

$$F = \alpha n^2 D^4 (2r - r^2)$$
$$T = \beta n^3 D^5 (2r - r^2).$$

Il nous paraît préférable de laisser en évidence la vitesse V, qui est une donnée primordiale du problème.

La formule (1) peut se mettre sous la forme suivante :

$$F = \alpha n^2 D^4 - \alpha D^4 \frac{V^2}{H^2}$$

On voit que F se compose de deux termes, dont l'un est indépendant de V et ne contient que n^2, et l'autre est indépendant de n et ne contient que V^2.

Si V est constant, les courbes de F en fonction de n sont des paraboles toujours égales entre elles, et ayant une différence d'ordonnée constante. Cette différence d'ordonnées est égale à la variation du terme $\alpha D^4 \frac{V^2}{H^2}$.

Nous retrouvons bien la propriété constatée sur les courbes expérimentales de Riabouchinsky (1).

Ces paraboles doivent être représentées avec leurs branches en sens opposé, comme nous l'avons dit. La formule ne le fait pas voir ; cela résulte de ce que le terme $\alpha n^2 D^4$, bien que ne contenant que des puissances paires de n, change de sens en passant par $n = 0$; ce qui fait que la formule exacte serait en réalité :

$$F = \pm \alpha n^2 D^4 \pm \alpha D^4 \frac{V^2}{H^2}$$

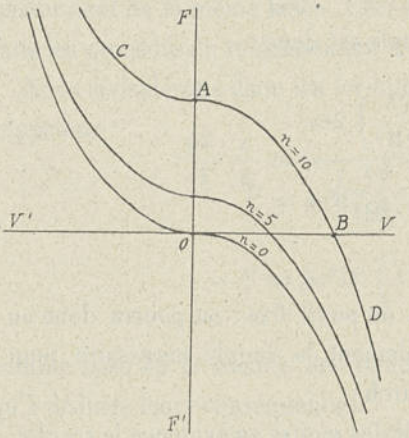

Fig. 115. — Poussée d'une hélice dans un courant d'air axial.

Si n est constant, les courbes de F en fonction de V sont aussi des paraboles, représentées sur la fig. 115 ; elles sont disposées d'une façon analogue aux courbes précédemment étudiées, et cela pour les mêmes raisons.

Soit C une de ces courbes, correspondant par exemple à $n = 10$ tours par seconde.

(1) Abstraction faite, bien entendu, de la petite déformation du centre de la courbe, due à la fraction de pas. Il est probable que cette déformation, qui n'est qu'accessoire, a contribué à masquer aux yeux des expérimentateurs la simplicité de la loi.

La seule partie de la courbe qui soit intéressante pour l'aviation est celle pour laquelle V et F sont tous deux positifs.

La partie BD, où V est positif et F négatif, concerne le problème du moulin à vent.

TRAVAIL UTILE.

Le travail utile T_u produit par l'hélice est égal à FV.

Considérons une hélice qui tourne à une vitesse donnée n, et donnons-lui diverses vitesses de propulsion à partir de zéro.

Pour $V = 0$, le travail utile est nul.

Pour $V = nH$ la poussée s'annule, le travail utile s'annule donc également.

Entre ces deux valeurs, le travail utile, partant de zéro pour revenir à zéro, doit passer par un maximum. Déterminons-le. On a :

$$T_u = FV = \alpha n^2 D^4 \left(V - \frac{V^3}{n^2H^2}\right)$$

C'est une fonction du troisième degré.

Le maximum s'obtient en annulant la dérivée de T_u par rapport à V. On obtient :

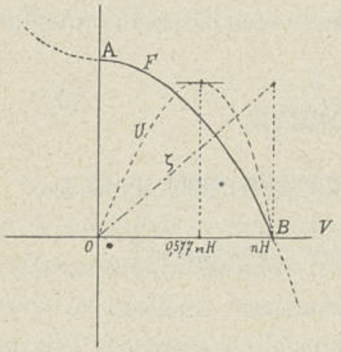

Fig. 116. — F Poussée, U Travail utile, ζ Rendement propulsif.

$$1 - \frac{V^2}{n^2H^2} = 0$$

d'où :

$$V = \frac{1}{\sqrt{3}} nH = 0{,}577\, nH$$

d'où ce théorème :

Théorème. — *Le maximum de travail utile a lieu lorsque la vitesse est égale à la vitesse fictive multipliée par* $\frac{1}{\sqrt{3}}$.

La fig. 116 montre la courbe U représentative du travail utile, et son maximum.

RENDEMENT PROPULSIF.

Le rendement propulsif est $\frac{V}{nH}$, que nous désignerons par ζ.

Lorsque V varie de 0 à nH, ζ varie linéairement de 0 à 1, valeur qui est son maximum dans l'intervalle considéré. Sa variation est représentée par la droite $O\zeta$ (fig. 116).

RENDEMENT.

Le rendement ρ est le rapport du travail utile au travail total dépensé.

Le travail utile est FV. Le travail dépensé est T. Le rendement ρ est :

$$\rho = \frac{FV}{T} = \frac{\alpha n^2 D^4 \left(1 - \frac{V^2}{n^2H^2}\right) V}{\beta n^3 D^5 \left(1 - \frac{V^2}{n^2H^2}\right)} = \frac{\alpha}{\beta} \frac{V}{nD}$$

Or on a : $h = \frac{H}{D}$, d'où : $D = \frac{H}{h}$.

Remplaçant D par cette valeur, on a :

$$\rho = \frac{\alpha}{\beta} h. \frac{V}{nH} \tag{3}$$

$\frac{\alpha}{\beta} h$ est le rendement de construction que nous avons appelé η.

$\frac{V}{nH}$ est le rendement propulsif que nous avons appelé ζ.

On a donc :

$$\rho = \eta\zeta \tag{4}$$

d'où ce théorème :

THÉORÈME. — *Le rendement est égal au produit du rendement de construction par le rendement propulsif.*

Le rendement de construction est une constante ; le rendement varie donc de la même manière que le rendement propulsif, suivant une loi linéaire en V, et il est maximum lorsque $V = n H$; sa valeur est alors égale à η. Mais à ce moment la poussée est nulle, et le travail utile également. Ce résultat est-il bien exact ? Il est en contradiction avec la théorie de la limite de rendement que nous avons exposée ci-dessus ; dans cette théorie, qui semble à l'abri de la critique, il existe un maximum de rendement pour une poussée qui n'est pas nulle. C'est cette théorie qui a raison. L'erreur vient de ce que la formule (2) du travail

$$T = \beta n^3 D^4 \left(1 - \frac{V^2}{n^2 H^2}\right)$$

néglige certainement un petit terme constant. Elle donne $T = 0$ pour $V = nH$, quel que soit n ; autrement dit quand l'hélice tourne sans donner de poussée, le travail dépensé serait nul, ce qui est impossible, car il y a toujours des frottements. La formule (2) est pourtant *pratiquement* exacte, puisqu'elle a été établie empiriquement par Riabouchinsky d'après ses expériences. Ce qui montre qu'une formule peut être suffisamment exacte pour donner la *valeur* d'une fonction et la *valeur* de ses maxima, sans être suffisamment exacte pour donner la *position* de ces maxima.

HÉLICE OPTIMA.

Nous allons étudier le problème suivant : *on se donne la poussée et la vitesse de translation, déterminer l'hélice optima, c'est-à-dire celle qui dépensera le minimum de travail, ou encore qui aura le meilleur rendement.* Pour cela, nous allons évaluer le travail T nécessaire, en fonction de F et V, en éliminant n entre les équations générales (1) et (2).

L'élimination de n est facile, et on trouve comme résultat :

$$T^2 = \frac{\beta^2}{\alpha^3} \frac{F^3}{D^2} + \frac{\beta^2}{\alpha^2} \frac{F^2 D^2 V^2}{H^2}$$

ou, en introduisant, au lieu du pas H, le pas relatif h, qui est plus intéressant pour la discussion du problème puisqu'il reste constant pour une famille d'hélices semblables :

$$T^2 = \frac{\beta^2}{\alpha^2}\frac{F^3}{D^2} + \frac{\beta^2}{\alpha^2}\frac{F^2V^2}{h^2} \tag{5}$$

Telle est la formule du travail. Connaissant une hélice par ses 4 paramètres D α β h, et connaissant la poussée et la vitesse à obtenir, la formule (5) donne immédiatement le travail par seconde nécessaire.

D, α, β et h sont des paramètres donnés directement par l'expérience ; mais on peut simplifier la formule en employant un autre système de trois paramètres seulement, à savoir le diamètre D, la qualité q et le rendement de construction η. On a en effet :

$$q = \frac{\alpha^3}{\beta^2}\frac{4}{\pi\varphi} \qquad \eta = \frac{\alpha}{\beta}h$$

ce qui donne :

$$T^2 = \frac{4}{\pi\varphi q}\frac{F^3}{D^2} + \frac{F^2V^2}{\eta^2} \tag{6}$$

Le travail se compose de deux termes qui, dans les cas qui intéressent l'aviation (vitesse comprise entre zéro et la vitesse fictive), sont positifs et s'ajoutent (1).

Le premier terme n'est autre que le carré du travail T_0 nécessaire dans le cas de l'hélice au point fixe pour obtenir la poussée F. D'où ce théorème qui peut être utile pour la pratique :

Théorème. — *Le travail en propulsion est toujours supérieur au travail de la même hélice pour la même poussée au point fixe.*

---

(1) La même formule donnerait la solution du problème du moulin à vent, mais dans ce cas (vitesse relative axiale supérieure à la vitesse fictive) la poussée change de sens et doit être comptée comme négative ; les deux termes sont de signes contraires. Mais c'est le problème de l'hélice réceptrice et non de l'hélice propulsive.

Dans le second terme, remarquons que FV est le travail utile T_u, qui est donné d'avance et indépendant de l'hélice. Le second terme est donc le carré de $\frac{T_u}{\eta}$, quantité qu'on pourrait appeler *travail propulsif*.

On peut donc énoncer le théorème suivant :

Théorème. — *Le carré du travail en propulsion est égal à la somme des carrés du travail au point fixe et du travail propulsif*, ce que traduit l'équation suivante :

$$T^2 = T_0^2 + \frac{T_u^2}{\eta^2}$$

Formule qui pourra également être utilisée en pratique ; si on connaît au moins approximativement η, il suffira de déterminer le travail T_0 au point fixe pour pouvoir calculer T.

L'hélice optima est celle pour laquelle le travail T sera minimum. Examinons l'équation (6). Comme D ne figure qu'au dénominateur, on voit de suite le théorème suivant :

Théorème. — *Le travail est d'autant plus petit que le diamètre est plus grand.*

Il y a donc avantage à donner à l'hélice le plus grand diamètre possible. Lorsque D augmente indéfiniment, le travail T tend vers le travail propulsif $\frac{T_u}{\eta}$.

On adoptera le plus grand diamètre possible compatible avec les nécessités de la construction et de l'encombrement.

Le diamètre étant choisi, il reste à agir sur les autres paramètres.

Ici la théorie se trouve arrêtée, car ces paramètres ne sont pas indépendants, et on n'est pas maître de faire varier l'un sans modifier les autres. Tout ce qu'on peut dire, c'est que T^2 est une fonction de ces paramètres définie par (5) ou (6) et qu'il faut, par tâtonnements, chercher à rendre cette fonction aussi petite que possible. Si on a à choisir entre plusieurs hélices dont on connaisse les paramètres α, β

et h, ou q et η, on pourra immédiatement en appliquant les formules (5) et (6), savoir quelle sera l'hélice la plus économique.

Rappelons que deux de ces paramètres, α et β, peuvent se mesurer sur l'hélice au point fixe.

Si on divise les deux membres de l'équation (6) par F^2V^2, on obtient :

$$\frac{T^2}{F^2V^2} = \frac{4}{\pi\varphi q}\,\frac{F}{V^2D^2} + \frac{1}{\eta^2}$$

Le premier membre est l'inverse du carré du rendement ρ ; d'où :

$$\frac{1}{\rho^2} = \frac{4}{\pi\varphi q}\,\frac{F}{V^2D^2} + \frac{1}{\eta^2} \qquad (7)$$

Cette formule (7) donne le rendement.

L'hélice optima est celle pour laquelle le second membre est le plus petit possible. Mais ce second membre est une fonction des paramètres dans laquelle entre une expression $\frac{F}{V\ D^2}$ qui dépend des données du problème.

L'hélice n'aura donc pas un type optimum invariable.

Il n'y a donc pas une hélice propulsive optima, mais une infinité, correspondant à toutes les valeurs possibles de $\frac{F}{V^2D^2}$. Chaque cas de la pratique demandera un type d'hélice différent.

Si $\frac{F}{V^2D^2}$ est très grand, ce qui a lieu soit lorsque la poussée est très grande, soit lorsque la vitesse est très petite, soit lorsque le diamètre est très petit, le premier terme de $\frac{1}{\rho^2}$ devient prépondérant, et le meilleur rendement a lieu lorsque q est le plus grand possible. Nous retrouvons la définition de l'hélice optima au point fixe, caractérisée par le maximum de la qualité. L'hélice optima au point fixe est donc un des types-limites de la série des hélices optima.

Si au contraire $\frac{F}{V^2D^2}$ est très petit, ce qui a lieu soit lorsque la poussée est faible, soit lorsque la vitesse est très grande, soit lorsque le diamètre est très grand, l'équation (7) se réduit à :

$$\frac{1}{\rho^2} = \frac{1}{\eta^2}$$

d'où :

$$\rho = \eta$$

L'hélice qui a le meilleur rendement de construction est donc l'autre type-limite de la série des hélices optima.

La série des hélices optima va de l'un à l'autre de ces deux types.

Quand $\frac{F}{V^2D^2}$ varie de zéro à l'infini, le rendement augmente depuis zéro jusqu'à η qui est sa limite supérieure.

Dans la pratique de l'aviation, on remarquera que le terme $\frac{F}{D^2V^2}$ est toujours très petit (il reste compris entre 0,005 et 0,1) et que par suite le premier terme de $\frac{1}{\rho^2}$ est très petit devant $\frac{1}{\eta^2}$. L'hélice optima se rapprochera donc beaucoup du type-limite qui correspond au meilleur rendement de construction η ; aussi ce dernier type pourrait-il être considéré plus particulièrement comme le type optimum de l'hélice propulsive.

Nous avons vu précédemment, à propos de la théorie de la limite de rendement, que ce type doit correspondre à un pas voisin de 2D. Il est probable aussi qu'il y a avantage à adopter une très grande fraction de pas, beaucoup plus grande qu'on ne le fait d'habitude.

TRAVAIL DÉPENSÉ PAR UN AÉROPLANE, EN TENANT COMPTE DU RENDEMENT DE L'HÉLICE.

Nous avons vu, dans la théorie de l'aéroplane, que la traction nécessaire au vol, en fonction de la vitesse, est exprimée par :

$$F = \frac{P^2}{KSV^2} + K'S'V^2$$

Nous avons ensuite étudié le *travail utile* FV et cherché son minimum ; mais il est intéressant de connaître le travail réellement dépensé en tenant compte du rendement de l'hélice. Nous n'avons qu'à appliquer la formule (6), en y remplaçant la poussée par la valeur ci-dessus. Nous obtenons :

$$T^2 = \left[\frac{P^2}{KSV^2} + K'S'V^2\right]^2 \left[\frac{4}{\pi\varphi q D^2}\left(\frac{P^2}{KSV^2} + K'S'V^2\right) + \frac{V^2}{\eta^2}\right. \qquad (8)$$

Telle est la formule complète du travail.

Elle est de la forme :

$$T^2 = \frac{a}{V^6} + \frac{b}{V^2} + cV^2 + dV^6$$

La recherche du minimum de T dépend d'une équation du 3^e degré en V^4 et qui n'a qu'une racine positive en V. Cette racine est la *vitesse de moindre puissance dépensée.*

QUATRIÈME PARTIE

DOCUMENTS DIVERS

BIBLIOGRAPHIE

La Métallographie appliquée aux produits sidérurgiques, par U. Savoia, assistant de Métallurgie à l'Institut royal technique supérieur de Milan, ouvrage traduit de l'Italien, in-16 (19-12) de vi-218 pages avec 94 figures. 1910, Librairie Gauthiers-Villars, *Paris.*

L'étude des propriétés des métaux fut pendant longtemps du domaine presque exclusif de la Chimie analytique. On y associa ensuite l'étude des propriétés mécaniques résultant d'essais effectués à l'aide de machines spéciales. Mais on remarqua que les métaux employés dans les usages pratiques donnaient constamment lieu à des phénomènes imprévus, se manifestant sous forme de variations de résistance considérables et de nature à rendre vains tous les calculs de construction. Des exemples typiques de ces phénomènes sont les ruptures d'essieux des véhicules, d'organes de machines, d'outils, etc., ruptures qui pouvaient parfois s'expliquer quand on constatait dans la pièce brisée des défauts grossiers de fabrication, mais qu'il était souvent impossible de comprendre en face de pièces neuves ne présentant à l'examen organique aucune défectuosité. L'analyse chimique pouvait quelquefois faire la lumière complète, mais dans un grand nombre de cas ne réussissait qu'à accentuer l'étrangeté du phénomène. On recherche alors le moyen de voir, à proprement parler, dans l'intérieur des métaux, soit à l'œil nu, soit à l'aide d'appareils d'agrandissement. Ainsi naquit la métallographie macroscopique et microscopique qui traversa diverses phrases successives. La méthode actuelle diffère des précédentes seulement par ses formes et ses manipulations qui sont de nature à faire obtenir une notable économie de temps.

Table des Matières

BIBLIOTHÈQUE

La Métallographie appliquée aux produits sidérurgiques, par Umberto Savoia, Ingénieur, Assistant de Métallurgie à l'Institut Royal Technique supérieur de Milan. — Paris, Gauthiers-Villars, Imprimeur-Libraire, 1911. — Don de l'éditeur.

Industries de la Construction Mécanique, tôme I. — Organisation des ateliers, Matières premières, Technologie générale (Office du Travail et Inspection de l'Industrie de Belgique). — Bruxelles, Office de publicité J. Lebègue et Cie et Société Belge de Librairie, 1910. — Don du Ministère de l'Industrie et du Travail de Belgique.

Pratique de l'Interchangeabilité dans les Ateliers ou l'on ne travaille pas en Série, par Audrouin, Ingénieur des Arts et Métiers. — Douai, imprimerie Goulois 1910. — Don de l'École municipale d'apprentissage de Douai.

SUPPLÉMENT A LA LISTE GÉNÉRALE DES SOCIÉTAIRES

SOCIÉTAIRES NOUVEAUX

Admis en Octobre 1910.

Nº d'inscription	MEMBRE ORDINAIRE			Comité
	Nom	Profession	Résidence	
1211	Tesse, Henri........	Industriel...........	63, rue d'Angleterre..	F. T.
1212	Mulié-Delécaille, C.	Industriel...........	30, rue Inkermann...	F. T.
1213	Voituriez Raymond.	Fabricant de toiles...	29, rue du Vieux-Faub.	F. T.

La Société n'est pas solidaire des opinions émises par ses membres dans les discussions, ni responsable des notes ou mémoires publiés dans les Bulletins.

Le Secrétaire-Gérant,
André WALLON.

Lille Imp. L. Danel.

SOCIÉTÉ INDUSTRIELLE DU NORD DE LA FRANCE

TARIF DES ANNONCES

DURÉE DE L'ABONNEMENT	Une page (0,12 sur 0,20)	Une demi-page (0,12 sur 0,10)	Un quart de page (0,12 sur 0,02)	Une ligne.
Un mois (1 insertion)............	10 »	7 »	4 »	0,50
Trois mois (3 insertions)............	25 »	18 »	10 »	1,25
Six mois (6 insertions)............	40 »	32 »	18 »	2,25
Un an (12 insertions)............	75 »	54 »	30 »	3,75

POUR LES PREMIÈRES ET DERNIÈRES PAGES ET PAGES DE LA COUVERTURE ON TRAITE DE GRÉ A GRÉ.

Les Annonces sont reçues au Secrétariat de la Société, 116, rue de l'Hôpital-Militaire, LILLE.

CASE

A

LOUER

CASE

A

LOUER

CASE

A

LOUER

CASE

A

LOUER