

## Conditions d'utilisation des contenus du Conservatoire numérique

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

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

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

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

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

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

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

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

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

NOTICE BIBLIOGRAPHIQUE

Auteur(s)	Sée, Alexandre
Titre	Les lois expérimentales de l'aviation
Adresse	Paris : Gauthier-Villars, 1912
Edition	Nouveau tirage
Collation	1 vol. (348 p.) ; 25 cm
Nombre de vues	350
Cote	CNAM-BIB 8 Ca 432
Sujet(s)	Aérodynamique Tourbillons (mécanique des fluides)
Thématique(s)	Transports
Typologie	Ouvrage
Langue	Français
Date de mise en ligne	01/10/2012
Date de génération du PDF	06/02/2026
Recherche plein texte	Disponible
Notice complète	<a href="https://www.sudoc.fr/149420323">https://www.sudoc.fr/149420323</a>
Permalien	<a href="https://cnum.cnam.fr/redir?8CA432">https://cnum.cnam.fr/redir?8CA432</a>



---

**LES LOIS EXPÉRIMENTALES**  
**DE L'AVIATION**

---



8° Ca 432

LES  
LOIS EXPÉRIMENTALES  
DE L'AVIATION

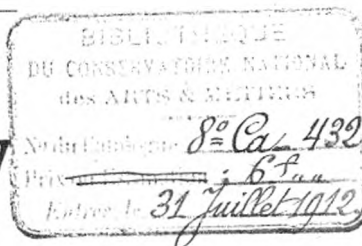


PAR

ALEXANDRE SÉE.

Ancien élève de l'École Polytechnique

NOUVEAU TIRAGE



PARIS,  
GAUTHIER-VILLARS, IMPRIMEUR-LIBRAIRE  
DU BUREAU DES LONGITUDES, DE L'ÉCOLE POLYTECHNIQUE  
Quai des Grands-Augustins, 55.

1912



LES

# LOIS EXPÉRIMENTALES

## DE L'AVIATION

---

### CHAPITRE I<sup>er</sup>.

#### GÉNÉRALITÉS SUR LE PROBLÈME DU VOL.

---

Rôle de la théorie en aviation. — Difficultés de l'expérimentation. —  
Différents modes de vol. — Comment le problème se pose pour l'homme.  
— La loi des cubes. — Ceux qui ont résolu le problème.

---

Le présent ouvrage a pour objet d'exposer nos connaissances actuelles sur les lois expérimentales de la résistance de l'air, envisagées aux points de vue qui intéressent l'aviation, et leur application à l'étude des lois du vol mécanique.

Le premier chapitre sera consacré à des considérations générales sur le problème du plus lourd que l'air, sur les difficultés particulières qu'il présente pour l'homme, et sur les diverses solutions qu'il comporte.

Nous étudierons ensuite en détail les lois de la résistance de l'air, telles qu'elles résultent des expériences les plus récentes ; nous appliquerons ces lois, grâce à quelques calculs algébriques simples, à l'étude des problèmes qui se posent en aviation, notamment à la théorie des aéroplanes, à celle des hélices propulsives, hélices sustentatrices et hélicoptères, ainsi qu'au vol des oiseaux.

Nous disons : à l'étude des problèmes, notez bien que nous ne disons pas : à la solution des problèmes.

La théorie n'a guère, jusqu'ici, solutionné de problème en aviation, et il lui sied de montrer une grande modestie. Loin d'être établie d'une façon définitive, on commence seulement à l'entrevoir, et il y a bien des points qui lui échappent encore.

Nous irons donc au devant de l'objection que l'on pourrait nous faire : la théorie, dira-t-on, n'est jusqu'ici qu'un amas de raisonnements faux qui sont invariablement contredits par les faits ; loin de servir de guide aux chercheurs, elle n'a réussi qu'à les induire en erreur, à fausser les idées, à paralyser les initiatives, à déconsidérer leurs efforts et, somme toute, à retarder la réalisation du vol mécanique.

Nous n'y contredirons pas ; à l'heure actuelle tout le monde est de cet avis, et avec raison.

Lors de la visite des Parlementaires au Camp de Châlons, en février 1909, M. Painlevé disait :

« En fait, nous nous rendons compte que nous ne connaissons rien d'exact en cette matière ; toutes les formules que nous croyions établies sur les résistances de l'air, sur les déplacements, les essais qui se poursuivent nous en montrent le vide ou l'erreur ».

Et M. Rateau, ingénieur des Mines, émet un avis semblable dans l'*Aérophile* du 15 juin 1909 :

« Nous ne sommes guère fixés sur les coefficients pratiques, ni même sur les principes à appliquer pour le calcul des surfaces sustentatrices ou pour celui des hélices propulsives. En cette matière, comme en beaucoup d'autres, le génie des inventeurs a devancé la science, et fait son œuvre sans se soucier trop des idées plus ou moins erronées en cours. Il faut maintenant que cette branche de la mécanique des fluides soit aussi promptement que possible mise à hauteur, pour donner enfin aux ingénieurs les règles fondamentales qu'ils devront suivre et les coefficients numériques qu'il leur faudra appliquer ».

C'est déjà savoir quelque chose que de savoir qu'on ne sait rien. Il a fallu longtemps à la théorie de l'aviation pour en arriver à ce point, et pour s'apercevoir que les données sur lesquelles elle était partie étaient inexactes ; et c'est pourquoi elle a si longtemps failli à son rôle.

Est-ce à dire qu'il faille refuser de lui faire crédit ? Ce serait peut-être tomber dans une autre erreur.

Elle peut, elle doit rendre des services dans cette branche comme dans toutes les autres, à condition d'y apporter, plus soigneusement encore que dans toute autre, l'ordre, la méthode et la précision qui y ont manqué ; et à condition que la théorie reste dans son rôle, qui n'est pas de deviner *a priori* par le raisonnement les phénomènes et les lois physiques, mais simplement de les observer avec méthode pour pouvoir ensuite prévoir, par analogie, les circonstances de leur retour.

La théorie doit suivre l'expérience pas à pas. Il faut donc commencer par l'étude expérimentale la plus rigoureuse possible, étude qui a pour complément l'établissement de lois expérimentales et empiriques destinées à en résumer les résultats.

Ces lois expérimentales pourront rester réfractaires à toute vérification par le raisonnement ; mais cela importe peu.

Le principal est qu'elles permettent d'exprimer numériquement les phénomènes entre des limites déterminées, et avec une approximation connue.

Ensuite, dans l'application de ces lois et des formules qui les traduisent, on devra ne jamais perdre de vue les limites entre lesquelles elles sont applicables, et leur degré d'approximation. On se gardera d'extrapoler les formules, les lois physiques présentant souvent des changements d'allure brusques.

En posant les problèmes, on pèsera avec soin chacune des hypothèses admises ; les calculs basés sur des hypothèses admises à la légère, comme on en a fait trop souvent, sont non seulement inutiles mais nuisibles, en ce qu'ils répandent des idées fausses.

On se défiera par-dessus tout des hypothèses implicites, celles qu'on fait involontairement sans s'en douter, rien que par la manière dont on aborde le problème.

Ces hypothèses implicites sont les plus dangereuses, parce qu'on ne se rend pas compte qu'on les fait, qu'on ne les formule pas, et qu'on ne les examine pas ; ce sont elles qui permettent de démontrer des absurdités au moyen d'un raisonnement qui a toutes les apparences de la rigueur.

En énumérant ces recommandations, nous avons l'air de prêcher des vérités évidentes, que M. de la Palisse n'eût pas désavouées. En réalité nous touchons du doigt l'écueil le plus grave auquel se soit heurté la théorie, et jamais on n'en signalera trop souvent le danger. Nous aurons l'occasion d'en montrer plusieurs exemples très frappants et très instructifs, principalement dans la théorie des hélices et dans celle du vol à voile.

D'ailleurs, nous parlerons plusieurs fois, et en détail, des erreurs commises dans le passé, en pratique comme en théorie. Ce ne sera ni dans un but historique, ni pour le vain plaisir de critiquer ; c'est parce que ces erreurs sont des leçons pour nous ; des esprits très éminents y sont tombés, elles sont, si on peut dire, naturelles, et il était tout indiqué qu'on s'y laisserait prendre. Elles n'en sont que plus instructives, parce qu'elles nous montrent les points faibles de nos intuitions et de nos raisonnements ; elles nous enseignent à nous défier de ce qui nous paraît évident, et à serrer la rigueur mathématique de plus près. *Rien n'est évident*, en matière d'aviation ; tout est inattendu et paradoxal. Lorsque vous lisez, dans un ouvrage, le mot « évidemment », ou « il est évident que », méfiez-vous, et examinez bien si l'auteur n'est pas en train de dire une bêtise.

Voulez-vous quelques exemples pris dans l'ouvrage d'un auteur qui a pourtant une très longue expérience ?

« Des plans superposés doivent évidemment se nuire mutuellement ».

« Il serait évidemment mieux de faire le rapport des 2 dimensions des plans plus grand que 6 ».



« Il est bien évident que le type hélicoptère est sans avenir ».

« Pour assurer la stabilité d'un aéroplane dans le sens longitudinal, on devra évidemment avoir recours à une queue ; la pratique a toujours démontré, d'ailleurs, qu'elle était indispensable ».

C'est si évident, que l'appareil Wright n'en a pas. On cherche avec stupéfaction en quoi ces propositions sont évidentes, et on se demande comment des auteurs sérieux peuvent se contenter de pareilles bases de raisonnement.

Nous pourrions multiplier ces exemples ; il y a, en aérodynamique, une quantité de pièges presque classiques qui guettent notre raisonnement ; ceux qui ne les ont pas étudiés ne manquent pas d'y tomber à leur tour, comme y sont tombés leurs devanciers ; et c'est réellement gagner du temps que de les connaître pour les éviter.

Prenons comme exemple le calcul du travail par seconde nécessaire au vol mécanique. Quand on se pose la question pour la première fois, il est rare qu'on ne fasse pas le raisonnement suivant : un corps tombe de  $4^m,90$  dans la première seconde, donc pour ne pas tomber il doit s'élever de  $4^m,90$  par seconde.

Ce raisonnement est-il juste ? Si on considère une durée de deux secondes, le corps tombe de  $19^m,60$  ; il devra donc s'élever de  $9^m,80$  par seconde, résultat contradictoire avec le précédent. Il y a donc une erreur. Si maintenant on remarque qu'il n'est pas question de la résistance de l'air dans ce raisonnement, on comprendra que le problème a été mal posé.

Des mathématiciens comme Babinet ont pourtant commis cette faute, et bien d'autres après lui. Elle est « classique ».

Maintenant, quels résultats utiles donnera la théorie ? A cela, personne ne peut répondre d'avance. Peut-être des résultats tout à fait étrangers à l'aviation.

En cherchant la pierre philosophale, n'a-t-on pas découvert le phosphore ? Lilienthal, le véritable père de l'aviation, ne croyait pas travailler à la solution du problème du vol mécanique ; il cherchait seulement à imiter le vol à voile, dont il n'avait d'ailleurs pas compris le mécanisme.

Est-ce que toutes les sciences n'ont pas commencé par tâtonner ? Est-ce que l'astronomie, la géographie, la médecine n'ont pas commencé par prôner les systèmes les plus fantaisistes ?

Devons-nous renoncer à la chimie actuelle, sous prétexte qu'elle est en train d'être sapée de fond en comble, jusque dans ses principes, par les découvertes récentes sur la radioactivité ? La chimie actuelle nous rend de très grands services, et c'est là l'important.

Faisons donc crédit à la théorie de l'aviation, malgré ses incertitudes actuelles.

Rappelons-nous ce mot du baron Thiébault. Dans ses *Souvenirs de 20 ans de séjour à Berlin*, parus en 1804, le Baron Thiébault rapporte les conversations qu'il avait avec Frédéric le Grand sur les expériences de Montgolfier, qui venaient d'avoir lieu et révolutionnaient l'opinion. Il raconte qu'il cherchait à convaincre le monarque de la nécessité de faire crédit aux inventions nouvelles, et il ajoute en note ce mot :

— « On demandait à un philosophe : à quoi servent les globes aérostatiques ?

— A quoi sert, répondit-il, l'enfant qui vient de naître ? »

Cette réponse est fort sensée.

L'enfant ne sert à rien pour le moment, c'est entendu ; prenons-en soin quand même, et élevons-le dans de bons principes, pour qu'il soit capable plus tard de se rendre utile.

## DIFFICULTÉS DE L'EXPÉRIMENTATION.

Quelles sont donc les causes qui ont, jusqu'ici, paralysé la théorie ? Ce sont, d'une part, l'extrême difficulté de l'expérimentation en aérodynamique, et d'autre part, le caractère inattendu et paradoxal de certains phénomènes.

Les expériences sur la résistance de l'air sont extrêmement difficiles à faire avec précision. Les expérimentateurs n'ont pas manqué,

mais chacun a trouvé des résultats différents. Nous citerons plus de 30 valeurs différentes obtenues pour le fameux coefficient K, variant dans la proportion de 4 à 42.

Voulez-vous quelques noms au hasard ? Les travaux de Duchemin, Rayleigh, Von Loessl, Froude, Borda, Avanzini, Joessel, Maxim, Muller, Vince, Bossut, Dubuat, Goupil, Lilienthal, Piobert, Morin, Athanase et Paul Dupré, Hutton, Thibault, Wenham, Poncelet, Recknagel, Dupuy de Lôme, Kummer, Irminger et Vogt, Phillips, Hele-Shaw, Prechtel, et bien d'autres, auraient dû, semble-t-il, procurer aux frères Wright quelques données utiles pour leurs expériences de 1900 et 1901, d'où est sorti l'aéroplane actuel.

Il n'en est rien. « Nous constatâmes, écrivent ces derniers, que tous les chiffres qui avaient servi de base au calcul des aéroplanes étaient inexacts, et que l'on ne faisait que tâtonner dans l'obscurité. Partis avec une confiance absolue dans les données scientifiques existantes, nous étions arrivés à révoquer en doute une chose après l'autre, si bien qu'en fin de compte, après deux ans d'essais, nous jetâmes tout notre bagage par dessus bord, et décidâmes de nous en rapporter uniquement aux résultats de nos propres recherches.

« La vérité et l'erreur étaient en effet mélangées au point de constituer un fouillis inextricable.... L'unité, pour la pression du vent, est la pression exercée par un courant d'air d'une vitesse d'un mille par heure sur une surface d'un pied carré qu'il rencontre à angle droit (1). Les difficultés pratiques qu'en rencontre pour mesurer exactement une force de ce genre ont toujours été considérables. Les valeurs obtenues par diverses autorités scientifiques reconnues varient de l'une à l'autre dans la proportion de 50 %.

« Si cette mesure, la plus simple de toutes, présente des difficultés pareilles, que dire des obstacles rencontrés par ceux qui essayent de déterminer la pression pour tous les angles que le même plan peut présenter avec la direction du vent ! Au XVIII<sup>e</sup> siècle, l'Académie

---

(1) En France, bien entendu, nous employons nos unités de mesure.

des Sciences françaises a publié des tables à ce sujet, et, à une époque plus récente, la Société aéronautique de la Grande-Bretagne a fait exécuter des expériences du même genre. Nombre de gens ont publié de même des chiffres et des formules, mais les résultats en étaient si discordants que le professeur Langley entreprit une nouvelle série d'expériences dont les résultats ont servi de base à son célèbre ouvrage : *Experiments in Aerodynamics*.

« Mais un examen critique des données sur lesquelles il base ses conclusions relatives aux pressions exercées sous les petits angles donne des résultats assez variables pour montrer que ces conclusions ne sont guère que de simples hypothèses.

« Pour faire œuvre intelligente, il faut connaître les effets d'une foule de particularités qui peuvent intervenir dans la contexture des surfaces d'une machine volante. La pression exercée sur des surfaces carrées diffère de celles qu'on constate sur des rectangles, des cercles, des triangles ou des ellipses ; des surfaces courbes ne se comportent pas comme des plans et se différencient les unes des autres suivant leur degré de courbure ; des arcs de cercles diffèrent des arcs de paraboles, et ceux-ci diffèrent eux-mêmes entre eux ; des surfaces épaisses se distinguent des surfaces minces, et des surfaces d'épaisseur variable supportent des pressions variables suivant la position du point d'épaisseur maximum ; certaines surfaces présentent une qualité meilleure sous un certain angle, d'autres sous un angle différent. Le profil de l'arête amène encore d'autres variations, si bien qu'une chose aussi simple qu'une aile se prête à des milliers de combinaisons ».

Voilà donc où on en était il y a moins de dix ans. A vrai dire, ce n'est que depuis ces toutes dernières années, notamment depuis les expériences de M. Eiffel, de M. Rateau et de M. Riabouchinsky, directeur de l'Institut aérodynamique de Koutchino, qu'on commence à connaître un peu les lois de la résistance de l'air. Qu'y a-t-il donc de si difficile dans l'expérimentation ? Il y a qu'il est très difficile de créer un courant d'air de vitesse et de direction constantes et connues. Nous aurons l'occasion de voir au prix de quelles minutieuses pré-

cautions les trois expérimentateurs que nous venons de citer y sont parvenus.

En particulier, c'est pour avoir négligé de vérifier la direction exacte du courant d'air que Goupil et Lilienthal sont arrivés à des constatations absurdes, qui ont pu tromper des théoriciens éminents, lesquels n'ont pas vu qu'elles aboutissaient au mouvement perpétuel.

En outre, l'allure paradoxale des faits observés a souvent dérouté les chercheurs, en les faisant douter de l'exactitude des résultats qu'ils trouvaient.

Nous allons en donner un exemple avec la fonction de l'angle d'incidence.

Voici un observateur qui cherche la loi de la poussée sur une surface aux diverses incidences. Comment s'y prend-il ? Il présente la surface étudiée sous divers angles, et il mesure les pressions subies. Ensuite, sur un graphique, il porte en abscisses les angles, et en ordonnées les poussées, et il regarde comment les divers points obtenus se disposent. Leur disposition lui donne l'idée d'une courbe, mais entendons-nous bien, il n'obtient pas une courbe, il obtient seulement des points plus ou moins nombreux, mais toujours isolés. Mais il ne veut pas s'en tenir là. Quand il juge qu'il a assez de points, il veut tracer la courbe. En a-t-il le droit ? Rien n'est plus douteux, car il est obligé pour cela de faire, souvent sans s'en rendre compte, et c'est ce qui est grave, une foule d'hypothèses absolument gratuites.

Tracer une courbe, c'est admettre d'abord que le phénomène est continu. On dit qu'une fonction est continue quand à une variation infiniment petite de la variable correspond une variation infiniment petite de la fonction. Dans le graphique, cette propriété se traduit par l'existence d'une courbe ininterrompue.

Cette première hypothèse est-elle juste ? Rien n'autorise à l'admettre. Précisément dans le cas présent elle est fausse, et cette hypothèse implicite a trompé un grand nombre d'expérimentateurs.

Ayant donc admis la continuité, notre expérimentateur va-t-il essayer de faire passer une courbe par tous les points obtenus ? Pas le moins du monde. Il s'empresse de faire une seconde

hypothèse, qui est que la courbe doit être simple. Une courbe compliquée et accidentée lui répugne, il lui semble qu'une loi naturelle doit toujours se traduire par une courbe très simple, autant que possible une ligne droite, ou une courbe du second degré, ou une sinusoïde, ou une exponentielle, ayant le moins possible de points d'inflexion.

C'est là une impression irraisonnée.

Guidé par ce besoin de simplicité, et constatant avec déplaisir que ses points forment une ligne capricieuse et zigzaguante, il préfère admettre que ces zigzags sont dus aux erreurs d'expérience ; il abandonne donc la seule chose qu'il connaisse, à savoir ses résultats d'expérience, pour y substituer une hypothèse gratuite, à savoir l'allure simple de la courbe. Hâtons-nous d'ajouter qu'en agissant ainsi il a souvent raison. Il cherche alors à tracer une courbe simple qui passe non pas par ses points, mais le plus près possible de tous ses points. En général, elle ne passera exactement par aucun des points trouvés, ce qui est assez curieux à remarquer, entre parenthèses.

Pourra-t-il même la faire passer très près de tous les points ? Même pas ; il sera souvent obligé de laisser complètement à l'écart un ou deux points qui ont vraiment voulu trop se singulariser. Pour s'en rapprocher, la courbe devrait faire un écart, un détour peu agréable à l'œil ; il préfère admettre que ce sont des points *anormaux*

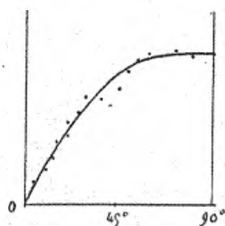


FIG. 1. — Courbe de la résistance de l'air aux diverses incidences, d'après les premiers expérimentateurs.

résultats de grosses erreurs d'expérience, et qu'il ne faut pas en tenir compte.

C'est ainsi, sans aucun doute, qu'ont raisonné la plupart de ceux qui ont étudié la fonction de l'angle d'incidence. Ils ont dû, pourtant, remarquer que, à un certain moment, la courbe semble redescendre pour remonter ensuite, mais ils ont dû attribuer cela à des erreurs d'expérience (fig. 4).

Les frères Wright ont fait la même remarque, mais, doués d'un esprit scientifique exceptionnel, ce fait les a frappés et ils ont voulu en avoir le cœur net. Recommencer

les expériences, c'eût été s'exposer à refaire les mêmes erreurs de mesure ; ils ont préféré une vérification directe beaucoup plus élégante.

« Un plan de forme carré, écrivent-ils, nous donna à  $35^{\circ}$  une pression plus élevée qu'à  $45^{\circ}$ , contrairement à tous les résultats obtenus par nos prédécesseurs. Ce résultat nous parut si anormal que nous étions tout prêts à mettre en doute la valeur de toutes nos expériences antérieures, quand on nous suggéra une expérience fort simple. Nous fabriquâmes une girouette sur laquelle nous montâmes deux plans faisant entre eux un angle de  $80^{\circ}$ . D'après nos tables, une girouette de ce genre devait se trouver en équilibre instable quand elle était tournée directement contre le vent ; car si par hasard le vent arrivait d'un côté à  $39^{\circ}$  sur un plan et de l'autre à  $41^{\circ}$  sur le second plan, le premier plan recevant le vent sous l'angle le plus faible subirait la plus forte pression, et la girouette s'écarterait de plus en plus du lit du vent jusqu'à ce que ses deux faces supportassent de nouveau une pression égale, ce qui arriverait approximativement pour des angles de  $30$  et  $50^{\circ}$ . Or la girouette fonctionna précisément de cette façon ».

Depuis, les expériences de M. Rateau, poussant la précision plus loin, ont montré que non seulement la courbe s'abaisse, mais qu'elle présente une discontinuité ; elle se subdivise en deux branches qui ne se raccordent pas. Voilà un résultat absolument inattendu.

Ainsi, l'hypothèse implicite de la continuité était fautive ; fautive,

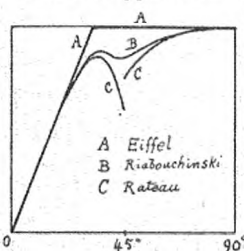


FIG. 2. — Courbe de la résistance de l'air aux diverses incidences.

la région de  $30$  à  $50^{\circ}$ . M. Eiffel, en 1907, ne pouvant se résoudre

l'idée d'une courbe simple ; fautive, l'idée de négliger les points qui faisaient redescendre la courbe. Les frères Wright, en 1901, et M. Riabouchinsky, en 1909, avaient, bien certainement à contre-cœur, fait infléchir la courbe et tracé une forme qui choquait leur intuition, sans même parvenir à s'approcher convenablement des points d'expérience dans

à admettre une telle courbe, et renonçant à imaginer une courbe satisfaisante passant par les points trouvés, a simplement dit qu'on se rapprochait beaucoup de la réalité en remplaçant la courbe par deux droites, c'est-à-dire en subdivisant la loi en deux parties indépendantes, pour en simplifier l'expression dans les calculs.

Dans le même ordre d'idées, M. Riabouchinsky remplace la courbe par une sinusoïde et une droite, mais en s'excusant d'une telle incorrection. « Le principal défaut de notre formule, écrit-il, est qu'elle n'est pas continue, mais ce défaut est racheté dans plusieurs cas par la simplicité avec laquelle elle permet d'effectuer les calculs ultérieurs ».

Ainsi, l'idée de la discontinuité est tellement loin de son esprit, que même quand il l'adopte, il ne lui vient pas à l'idée qu'il puisse avoir raison, et que ce prétendu défaut puisse n'en pas être un.

Il a fallu attendre jusqu'à l'année dernière, en juillet 1909, pour que M. Rateau aperçut la véritable allure du phénomène, et lit la lumière sur l'anomalie trouvée par ses prédécesseurs.

Les difficultés de l'expérimentation, ou peut-être l'attrait des théories *a priori*, ont poussé nombre de calculateurs à essayer de prévoir et d'inventer par le raisonnement les lois de la résistance de l'air, sans s'appuyer sur l'expérience.

C'était tomber de Charybde en Scylla. C'est alors qu'on a sombré dans les pires erreurs, à commencer par la fameuse loi du sinus carré. Que d'absurdités on a dites en son nom ! Elle a cependant pour auteur Newton. Elle a été appliquée au vol des oiseaux par Navier, qui en conclut que la puissance dépensée par une hirondelle est de  $1/17$  de cheval-vapeur. « Autant vaudrait, comme le remarque Joseph Bertrand, prouver par le calcul que les oiseaux ne peuvent pas voler, ce qui ne laisserait pas d'être compromettant pour les mathématiques ».

Rappelons-nous cette phrase qui termine un rapport à l'Académie des Sciences : « Ainsi, l'impossibilité de se soutenir en frappant l'air est aussi certaine que l'impossibilité de s'élever par la pesanteur spécifique des corps vides d'air ». Qui parle ainsi ? C'est



le mathématicien Lalande, un an avant l'ascension de la première montgolfière.

En 1780, le savant Coulomb calculait que pour se soutenir en l'air un homme a besoin d'ailes de 12.000 pieds de surface et de 180 pieds de longueur. Cette conclusion a été confirmée dans un rapport présenté à l'Académie des Sciences et signé de noms comme Condorcet, Bossut et Monge. Et l'Académie a approuvé à l'unanimité ce rapport « propre, dit-elle, à détourner d'entreprises vaines et périlleuses ».

Il faut rappeler ces exemples, quand on voit certains calculs publiés récemment, en particulier sur les hélices, et qui sont ce qu'on appelle de la théorie en chambre. C'est à nous montrer le danger de cette tendance, et l'impossibilité de nous fier à nos intuitions, que nous servira l'étude des erreurs passées ; à ce titre, elles n'auront pas été inutiles.

## DIFFÉRENTS MODES DE VOL

On distingue la *sustentation statique*, réalisée par des appareils plus légers que l'air qu'ils déplacent, et qui s'élèvent en vertu du principe d'Archimède, et la *sustentation dynamique*, à laquelle ont recours les appareils plus lourds que l'air. Voici quel est le principe de ces derniers. Le déplacement dans l'air de surfaces convenablement inclinées fait naître des réactions, qui dépendent de la vitesse, et dont la composante verticale tend à soulever l'appareil. Ce déplacement nécessite une certaine dépense de puissance motrice, produit de la projection de la force sur la direction du mouvement par la vitesse ; d'où ce nom de *sustentation dynamique*.

La *sustentation dynamique* peut être dépendante ou indépendante de la translation.

Dans la *sustentation indépendante*, le volateur agit ses surfaces portantes, d'un mouvement alternatif ou continu, mais sans être obligé de déplacer son propre corps. Exemples : les insectes, les petits oiseaux qui volent sur place, les hélicoptères. La translation ne

leur est pas indispensable ; néanmoins, elle leur est favorable, car nous verrons qu'elle diminue le travail à dépenser.

Dans la sustentation dépendante, au contraire, le volateur conserve ses surfaces immobiles ou presque, par rapport à son propre corps ; pour les déplacer dans l'air, il faut qu'il se déplace avec elles ; tout l'ensemble est animé d'un rapide mouvement de translation. Exemple, les aéroplanes, les oiseaux.

C'est aussi dans cette catégorie qu'il faut placer les cerfs-volants, malgré leur apparente immobilité. On les a appelés des *aéroplanes captifs*, ou des *aéroplanes à l'ancre*.

Ils ne se soutiennent en l'air que grâce au vent ; par rapport à l'air qui vient à leur rencontre, ils ont une vitesse relative précisément égale et contraire à celle du vent, et ils ne peuvent se soutenir que si le vent est suffisamment fort. Quand le vent est insuffisant, par exemple au moment où ils sont près de terre, l'enfant qui veut leur faire prendre l'essor est obligé de courir contre le vent pour créer la vitesse nécessaire à l'envol.

L'idée et l'exemple du vol par sustentation dynamique nous sont donnés par la nature, qui a résolu le problème sous plusieurs formes différentes, en n'utilisant que le seul mouvement dont elle dispose, le mouvement alternatif. A son tour, l'homme a pu créer des formes de vol nouvelles, en utilisant le mouvement rotatif, bien supérieur au point de vue mécanique, parce qu'il supprime les efforts dus à l'inertie des pièces, mais interdit à la nature à cause des nécessités de la nutrition des tissus.

Nous allons passer en revue ces différentes formes de vol ; mais nous n'en ferons pas seulement une énumération, nous essayerons de suite d'en faire une sorte de classement par ordre de mérite ou de valeur.

Voici quel est le principe fondamental, fourni d'ailleurs par l'expérience, qui préside à ce classement.

Une surface plane, ou sensiblement plane, qui se déplace dans l'air, orthogonalement ou obliquement, éprouve une réaction. Cette

réaction n'est pas parallèle au mouvement ; elle reste sensiblement normale à la surface, quelle que soit la direction du mouvement. Par conséquent, pour obtenir une réaction sustentatrice sensiblement verticale, il n'est pas nécessaire de déplacer la surface verticalement de haut en bas ; il suffit de la placer dans une position à peu près horizontale (de façon que sa normale soit verticale), et ensuite de la

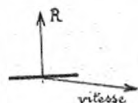


FIG. 3. — Réaction sustentatrice obtenue par déplacement oblique.

déplacer dans une direction descendante quelconque, plus ou moins oblique, et même, grâce à certains artifices, dans une direction horizontale ou légèrement ascendante (fig. 3).

Or — et c'est ici le point capital de toute l'aérodynamique — l'expérience montre que la réaction obtenue par l'attaque oblique est plus économique que la réaction obtenue par l'attaque orthogonale, et qu'elle est d'autant plus économique que l'attaque est plus oblique. Ceci veut dire que la sustentation dynamique d'un poids donné exige un certain travail, et que ce travail est plus faible quand les surfaces portantes attaquent l'air obliquement que quand elles l'attaquent orthogonalement. Ce fait expérimental est facile à observer chaque fois qu'un oiseau prend l'essor ; au moment de l'envol, sa vitesse de translation étant nulle ou très faible, les battements d'ailes sont sinon orthogonaux, du moins très peu obliques ; l'oiseau doit produire, visiblement, un effort très violent, faire des battements très rapides et de toute l'amplitude possible, au point que les ailes viennent se choquer en haut en produisant un claquement caractéristique. Puis à mesure que l'oiseau prend de la vitesse,

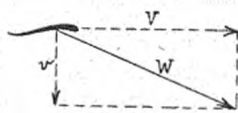


FIG. 4. — Obliquité de l'attaque de l'air dans le coup d'aile de l'oiseau.

la fréquence des battements diminue, en même temps que leur amplitude se réduit à peu près au tiers ; de sorte que le travail se réduit à peu près au cinquième, et que l'oiseau ne semble plus donner qu'un effort très minime qu'il peut soutenir

pendant de longues heures. Or, il est facile de voir que, à mesure qu'il prend de la vitesse, la vitesse  $v$  d'abaissement des ailes (fig. 4)

se compose avec la vitesse de translation  $V$  pour donner une vitesse résultante  $W$  de plus en plus oblique.

Nous pouvons maintenant entreprendre le classement des différents modes de vol.

Nous distinguerons :

- 1° *Le vol orthogonal ;*
- 2° *Le vol ramé sur place ;*
- 3° *Le vol godillé des insectes ;*
- 4° *Le vol hélicoptère ;*
- 5° *Le vol ramé propulsif ;*
- 6° *Le vol aéroplane ;*
- 7° *Le vol à voile.*

(Ici ouvrons une parenthèse. On trouvera souvent dans les auteurs la classification suivante : le vol ramé, le vol plané, le vol à voile. Elle est à notre avis trop sommaire.

Le vol ramé comprend plusieurs types essentiellement différents.

Le vol godillé des insectes ne figure pas dans cette nomenclature ; il est cependant bien intéressant.

Quant au vol plané, c'est un terme impropre. L'oiseau qui descend en planant ne *vole* pas, il se laisse tomber ; il ne vole pas plus qu'un parachute ne vole. Le terme *planement* est préférable. Le même terme désigne aussi, chez certains auteurs, le vol à voile ; cela fait une confusion de plus).

4° *Vol orthogonal.* — La surface portante étant sensiblement horizontale, la première idée qui vient à l'esprit, pour produire une réaction verticale, est d'abaisser l'aile verticalement, c'est-à-dire perpendiculairement à son plan, ou suivant l'expression consacrée, orthogonalement. Pendant très longtemps on a cru que les oiseaux volent ainsi, parce qu'on les voyait battre des ailes verticalement ; on faisait abstraction de leur mouvement de translation, qui est cependant essentiel et ne doit pas être séparé du mouvement de

battement des ailes, car c'est lui qui transforme, comme nous venons de le montrer, l'attaque orthogonale en attaque oblique.

Le vol orthogonal est le moins économique, comme dépense de travail, donc le plus mauvais de tous les vols, c'est un gaspillage inutile de travail, et, en fait, *il n'existe pas dans la nature*. Il n'est pratiqué par aucun être volant. Ce n'est que par une illusion de nos sens que nous avons cru l'observer.

De même, il n'a jamais pu être produit mécaniquement, et les appareils dits *orthoptères* (1), par lesquels on a tenté de l'obtenir, n'ont donné aucun résultat, si ce n'est avec des jouets très petits et pendant un temps infime. Il n'a donc qu'un intérêt théorique.

Depuis que l'on a constaté que le vol orthoptère n'est pas le vol pratiqué par les oiseaux, on a même presque renoncé à employer ce mot, qui ne correspond pas à la réalité, et on appelle *ornithoptères* (2) les appareils à ailes battantes imitant le vol des oiseaux ; ce mot a l'avantage de n'impliquer aucune hypothèse sur le mode de vol des oiseaux, qui est d'ailleurs très complexe.

Le vol orthogonal, outre le défaut que nous avons signalé, a encore l'inconvénient d'avoir un temps mort ; sur les deux mouvements, abaissée et remontée de l'aile, un seul est utile ; l'autre, pendant lequel la surface se relève, est inutile et même nuisible, car il absorbe toujours une certaine quantité de travail en pure perte (même si la surface se présente par la tranche pour se relever, ou si elle possède une quantité de petits clapets pour laisser passer l'air, comme l'ont proposé beaucoup d'inventeurs assurément bien intentionnés).

Par suite, la surface portante n'est utilisée que pendant une fraction du temps.

On peut, par un calcul facile, voir que ce fait augmente le travail à dépenser. Nous n'avons besoin pour cela que de faire appel à la loi du carré des vitesses, dont nous parlerons dans le prochain chapitre.

---

(1) De *ορθος*, droit, et *πτερον*, aile.

(2) De *ορνις*, oiseau, et *πτερον*, aile.

La réaction de l'air sur une surface est proportionnelle au carré de la vitesse.

Soit un corps de poids  $P$ , et qui, pour se soutenir en l'air, a besoin d'une force sustentatrice égale à  $P$  si celle-ci s'exerce constamment. Supposons maintenant que l'oiseau ne soit soutenu que pendant une partie du temps ; supposons que, dans l'intervalle de temps  $1$ , il est soutenu pendant la fraction de temps  $t$  ( $t$  étant  $< 1$ ) par une force sustentatrice  $F$ , et que pendant le reste du temps  $1 - t$  il n'est pas soutenu (donc il tombe en chute libre). C'est ce que nous appellerons la *sustentation intermittente*.

Pour qu'il se maintienne en l'air, il faut qu'au bout du temps  $1$  son accélération soit nulle.

Pendant la période de chute, l'accélération, quotient de la force par la masse, est donnée par :

$$\frac{P}{m}$$

$m$  étant la masse du corps ; et au bout du temps  $1 - t$  la vitesse prise sera  $\frac{P}{m} (1 - t)$ .

Pendant la période de sustentation le corps est soumis à une force ascensionnelle  $F - P$ , et l'accélération est  $\frac{F - P}{m}$  ; au bout du temps  $t$  la vitesse prise sera  $\frac{F - P}{m} t$ .

Pour que finalement l'accélération reste nulle, il faut qu'on ait :

$$\frac{F - P}{m} t = \frac{P}{m} (1 - t)$$

$$F t - P t = P - P t$$

$$F t = P \quad \text{ou} \quad F = \frac{P}{t}$$

d'où cette loi :

*Dans la sustentation intermittente, le produit de la force sustentatrice par la fraction de temps pendant laquelle elle agit est constant.*

Ceci est général et ne fait appel à aucune loi de la résistance de l'air.

Voyons maintenant comment varie le travail nécessaire à la sustentation dans l'air.

Si le corps est soutenu par la réaction de l'air, qui est proportionnelle au carré de la vitesse, pour que cette réaction varie comme  $\frac{1}{t}$  il faut que la vitesse de refoulement varie comme  $\sqrt{\frac{1}{t}}$ .

Dans la sustentation permanente, soit  $V$  la vitesse de refoulement; le travail  $T$  sera :  $T = PV$ .

Dans la sustentation intermittente, le travail  $T_1$  sera :

$$T_1 = FV\sqrt{\frac{1}{t}} \quad \text{ou} \quad \frac{P}{t}V\sqrt{\frac{1}{t}} \quad \text{ou} \quad PV\sqrt{\frac{1}{t}} \quad \text{ou} \quad T\sqrt{\frac{1}{t}}$$

Donc, plus  $t$  est petit, plus le travail est grand.

En particulier, si  $t = 1/2$ , c'est-à-dire si l'abaissement et la remontée de l'aile durent chacune le même temps, on a pour le travail :

$$T_1 = T\sqrt{2} = 1,414 T$$

C'est donc un désavantage considérable de la sustentation intermittente en général, et du vol orthogonal en particulier (1).

Enfin, le vol orthogonal, tel qu'on l'imagine pour les oiseaux, est un mouvement alternatif.

En résumé, il présente les trois inconvénients suivants :

- 1° Attaque orthogonale (peu économique);
- 2° Sustentation intermittente (temps mort);
- 3° Mouvement alternatif (forces d'inertie).

Le vol orthogonal, malgré ses imperfections, a tenté nombre

---

(1) Dans ce calcul, nous n'avons pas tenu compte des légers mouvements que prend l'ensemble de l'appareil sous l'effet de la force intermittente. Quand on en tient compte dans le calcul, on s'aperçoit qu'ils s'éliminent par raison de symétrie.

d'inventeurs qui ont cherché à l'imiter au moyen d'appareils dits *orthoptères*.

Par un système de roues à pales tournantes qui se présentent par la tranche au moment de la remontée, on peut éluder les inconvénients du mouvement alternatif et utiliser le mouvement rotatif. Mais on n'évite pas les deux autres inconvénients, qui sont l'existence d'un temps mort (pendant que l'aile remonte elle est inutilisée) et l'attaque orthogonale. Aussi, les appareils orthoptères ne paraissent présenter qu'un intérêt très limité.

Nous allons voir maintenant comment on peut, par d'autres genres de vol, éluder les uns après les autres les trois inconvénients que présente le vol orthoptère.

2<sup>o</sup> *Vol ramé sur place*. — Nous avons dit que le vol orthogonal n'existe pas. Il y a cependant, direz-vous, des oiseaux qui volent sur place, sans mouvement de translation. Au moment de l'essor, les pigeons, moineaux, etc., volent un instant sur place, avant d'avoir acquis de la vitesse. Il y a même les oiseaux-mouches qui peuvent

pratiquer ce genre de vol d'une façon continue pendant plusieurs minutes.



FIG. 5. — L'oiseau-mouche volant immobile au-dessus d'une fleur.

M. V. Forbin (1) a publié un article sur l'oiseau-mouche, accompagné de photographies tout à fait remarquables, dont l'une représente

l'oiseau-mouche volant immobile au-dessus d'une fleur, plongeant son petit bec effilé au fond du calice sans prendre de point d'appui, sans même effleurer les pétales (fig. 5).

Il donne du vol sur place la description suivante :

« Un bourdonnement sonore, presque bruyant, vous fait lever la tête, et vous vous trouvez face à face avec la miniature ailée, qui semble suspendue en l'air par une force mystérieuse. Le corps est

---

(1) L'oiseau-mouche dans son habitat, *La Nature*, 16 octobre 1909.



» absolument immobile, en son plumage irisé, au point que vous  
» distinguez nettement l'insolente curiosité des petits yeux fixés sur  
» l'intrus que vous êtes. Mais les ailes battent d'un mouvement si  
» vif, en produisant leur caractéristique bourdonnement, que l'œil  
» humain est alors inhabile à constater leur existence ».

Quel est donc le mouvement des ailes ? C'est un battement oblique, de haut en bas et d'arrière en avant (fig. 6), mou-



FIG. 6. — Obliquité du coup d'aile.

vement beaucoup plus économique que le battement orthogonal ; c'est facile à comprendre si on remarque que dans ce mouvement l'aile balaye une surface d'appui beaucoup plus grande que sa propre surface (fig. 7).



FIG. 7. — Le battement oblique augmente la surface balayée par l'aile.

Ce battement oblique est parfaitement visible sur la photographie de l'oiseau-mouche. Il est également vrai pour le vol ramé accompagné de translation, comme le montrent les chronophotographies de Marey (4) où, en superposant les images, on voit très bien le mouvement oblique (fig. 6), Marey a d'ailleurs tracé (page 112) la trajectoire elliptique décrite par la pointe de l'aile (fig. 8).

Nous n'insistons pas davantage pour le moment ; dans le chapitre consacré au vol des oiseaux, nous montrerons comment ce mouvement est (très heureusement) imposé à l'oiseau, qu'il le veuille ou non, par la conformation même de ses ailes.

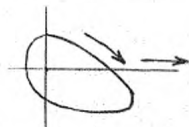


FIG. 8. — Trajectoire elliptique décrite par la pointe de l'aile.

Ce vol oblique marque déjà un progrès sur le vol orthogonal. Toutefois, il a, comme lui l'inconvénient d'avoir un temps mort, l'aile étant inutilisée pendant la remontée. Il est donc encore assez défectueux, et n'est employé qu'exceptionnellement, chez les oiseaux dont la surface alaire est grande par rapport au poids.

---

(1) MAREY, le Vol des oiseaux, Paris 1890, voir pages 158 à 161.

3° *Vol godillé des insectes.* — Nous croyons devoir proposer le nom de vol godillé pour ce très intéressant genre de vol, que les auteurs passent généralement sous silence.

Ce terme nous paraît bon, parce qu'il évoque le mouvement de la godille qui rend bien compte de ce qui se passe, et parce que la comparaison complète bien celle du vol ramé, étant empruntée comme elle à la navigation aquatique.

Avec le vol godillé nous trouvons un très grand progrès sur les vols précédemment étudiés.

Nous avons vu que, pour obtenir une réaction sustentatrice sensiblement verticale, il n'est pas nécessaire d'abaisser l'aile verticalement, et qu'il vaut même mieux l'abaisser obliquement.

Eh bien, si on incline un peu l'aile, on peut même ne pas l'abaisser du tout, il suffit de la déplacer horizontalement, sous un angle d'attaque très faible, et on obtient une réaction sustentatrice très énergique et très économique (fig. 9).



Fig. 9. — Réaction sustentatrice obtenue par le déplacement horizontal.

Il s'introduit une composante horizontale dans la réaction, mais elle est assez faible, et nous verrons tout à l'heure comment son influence s'élimine.

L'avantage capital de ce mouvement est que, comme l'aile ne s'est pas abaissée, il n'y a pas besoin de la remonter et de consacrer à cette remontée un temps mort qui cause une grande perte de travail. Quand l'aile est arrivée au bout de sa course, on la retourne; et on utilise son retour en arrière exactement de la même manière que l'aller. Les deux temps sont utiles au même titre. Il n'y a plus de temps mort, mais seulement un point mort. C'est, si on veut, comme une machine à vapeur à double effet, où l'aller et le retour du piston sont moteurs tous deux, par opposition à la machine à vapeur à simple effet dans laquelle il n'y a qu'un temps moteur sur deux. On voit combien ce vol est supérieur aux précédents.

Quant à la composante horizontale de la réaction de l'air, elle

change de sens à chaque battement d'ailes, de sorte que finalement ses effets se détruisent.

La plupart des insectes agitent leurs ailes ainsi d'un mouvement alternatif et oblique analogue à celui de la godille ; le mouvement des mains du nageur qui fait la planche en donne une idée encore plus claire.

Divers auteurs (Marey, Bell-Pettigrew) ont étudié ce mouvement ; mais c'est surtout M. L. Bull qui, récemment, l'a mis en lumière dans tous ses détails, grâce à l'emploi de la cinématographie très rapide, fait à l'Institut Marey.

Nous engageons le lecteur à lire sur ce sujet les deux communications de M. Bull à l'Académie des Sciences, des 22 novembre 1909 et 10 janvier 1910. Il a étudié un *agrion* (libellule à 4 ailes). Les deux paires d'ailes décrivent d'ailleurs des trajectoires semblables, l'aile postérieure avec un retard de  $1/8$  à  $1/4$  de phase.

L'aile est rigide ; elle présente un bord antérieur renforcé d'une épaisse nervure ; elle attaque l'air sous un angle assez grand.

Ce n'est pas absolument une ligne droite que décrit l'extrémité de l'aile, mais une sorte de 8 de chiffre très allongé (fig. 10).



FIG. 10. — Mouvement de l'aile d'une libellule.

A chaque extrémité de la course, l'insecte doit retourner son aile, pour que le bord rigide soit toujours en avant. L'aile, par suite, attaque l'air alternativement par l'une et l'autre face. Elle doit donc être à peu

près symétrique ; elle n'a pas, comme l'aile des oiseaux, une face inférieure et une face dorsale nettement différenciées. Elle est en outre susceptible d'un mouvement de rotation autour de son articulation, mouvement que les oiseaux ne possèdent pas.

On pourrait croire que cette nécessité de retourner l'aile l'empêche d'avoir la courbure optima favorable à la sustentation. Il n'en est rien. On constate que l'aile, dans son mouvement, possède la concavité caractéristique, et que cette concavité change de sens à chaque mouvement. Comme l'animal n'a pas de muscles qui puissent com-

mander ce mouvement, il faut qu'il se fasse automatiquement, rien que par la disposition des nervures.

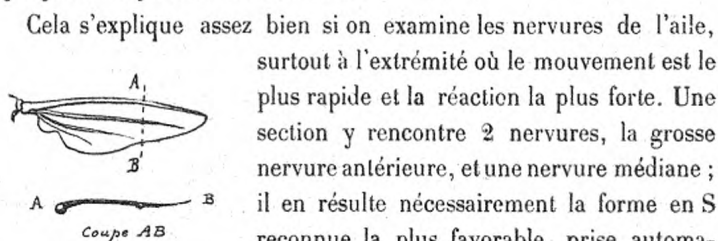


FIG. 11. — Courbure prise par l'aile de l'insecte sous la pression de l'air.

Cela s'explique assez bien si on examine les nervures de l'aile, surtout à l'extrémité où le mouvement est le plus rapide et la réaction la plus forte. Une section y rencontre 2 nervures, la grosse nervure antérieure, et une nervure médiane ; il en résulte nécessairement la forme en S reconnue la plus favorable, prise automatiquement sous la pression de l'air (fig. 11). Ce mouvement d'ailes, extrêmement rapide (plusieurs centaines de vibrations par seconde, parfois un millier) embrasse une surface d'appui considérable (fig. 12), presque égale à la totalité du cercle que balayerait une aile en tournant, car si le mouvement est limité en avant par le thorax, il n'est pas limité en arrière, les ailes pouvant se rejoindre au-dessus du dos.

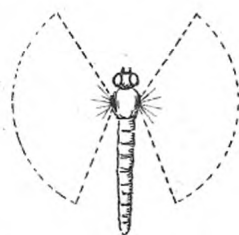


FIG. 12. — Surface d'appui dans le vol de l'insecte.

La direction du vol s'obtient chez les insectes par deux procédés bien différents, suivant qu'il s'agit d'un *diptère* ou d'un *tétraplère*.

En principe, elle s'obtient en modifiant la position d'équilibre et en inclinant le plan d'oscillation des ailes du côté où la propulsion doit s'effectuer.

Or, l'équilibre du système a lieu quand le centre de gravité est au-dessous du centre de sustentation.

D'où deux moyens de modifier l'équilibre : en déplaçant le centre de gravité ou en déplaçant le centre de sustentation.

Les tétraplères emploient le premier moyen. Ils ont un abdomen extrêmement mobile, relié au thorax par des articulations très fines, et souvent par toute une série d'articulations (guêpe, libellule). Cet abdomen est un contrepoids relativement volumineux dont l'insecte

se sert pour déplacer son centre de gravité et modifier son équilibre. Il ne peut pas agir sur son centre de sustentation ; mais en bougeant l'abdomen il incline en avant, ou en arrière, ou de côté le plan d'oscillation de ses ailes.

Par exemple, pour avancer, il porte l'abdomen en avant (fig. 13) ; sans plus de difficulté, il peut aller en arrière ou de côté. C'est d'ailleurs exactement la même chose que le mouvement de jambes par lequel on s'équilibre sur un planeur qui n'a pas de gouvernail. Bull a constaté que dans le cas de la propulsion, l'aile est sensiblement horizontale à l'aller, et sensiblement verticale (donc surtout propulsive) au retour.

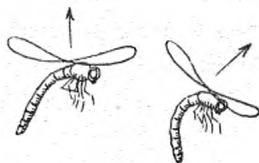


FIG. 13. — Libellule, vol sur place et propulsion en avant.

Chez les diptères, au contraire (mouche, volucelle, etc.), le mécanisme a été mis en lumière par le docteur Jousset de Bellesme en 1878 (1). Leur abdomen n'a pas de souplesse, et ils ne peuvent pas modifier la position de leur centre de gravité par les mouvements de l'abdomen. Mais ils possèdent à la base du thorax deux petites tiges terminées par un bouton arrondi, appelées *balanciers*, et qui



FIG. 14. — Diptère (mouche).

paraissent être la seconde paire d'ailes atrophiée (fig. 14). Ces organes servent à diriger le vol en limitant en arrière l'amplitude du mouvement de l'aile, qui vient buter sur eux par l'intermédiaire d'une partie appropriée, l'*aréole axillaire*, formée d'une écaille souple sans nervures.

L'ablation ou l'immobilisation des balanciers provoque le vol descendant ; l'insecte pique du nez et tombe, l'aile allant trop loin en arrière.

---

(1) Voir *La Nature*, 21 septembre 1878.

Le vol horizontal s'obtient en limitant un peu l'amplitude en arrière, et le vol ascendant en la limitant davantage (fig. 15).

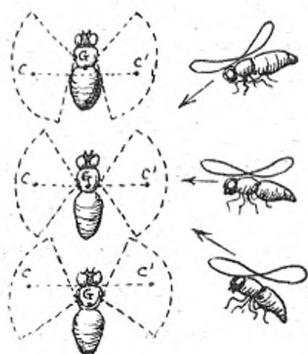


FIG. 15. — Mouche (vol descendant, vol horizontal et vol ascendant).

Le vol godillé est encore assez déficieux, probablement à cause du mouvement alternatif qu'il nécessite ; aussi n'est-il pratiqué que par les insectes, qui ont, par rapport à leur poids, une surface d'ailes relativement énorme, et beaucoup plus grande que les oiseaux.

Voici quelques chiffres relatifs à la surface portante des insectes :

	POIDS	SURFACE par kilog.	KILOGS par m <sup>2</sup>
Cousin.....	0 gr. 003	10 <sup>m2</sup>	0 k. 1
Petite libellule.....	»	6,1	0,164
Papillon.....	0 gr. 2	8,3	0,120
Coccinelle.....	0 gr. 1	4,5	0,222
Libellule commune.....	»	4,4	0,227
Tipule.....	»	3	0,333
Abeille.....	»	1,03	0,970
Mouche à viande.....	»	1,15	0,870
Drone bleu.....	»	1	1
Hanneton.....	»	1,02	0,980
Lucane.....	1 gr. 4	0,93 à 0,77	1 k. 1 à 1,3
Scarabée.....	»	0,63	1,6

4<sup>o</sup> *Le vol hélicoptère.* — Au lieu de limiter le mouvement de godille à une certaine amplitude, et de le faire ensuite revenir en arrière, on peut supposer que son mouvement se continue indéfiniment par une rotation continue autour d'un axe vertical. On obtient ainsi le mouvement de la pale d'hélice. On peut dire que l'hélice est une godille rotative ; de même on peut dire que la godille est une hélice alternative ; mais leur principe est exactement le même sous

deux formes, dont l'une est adaptée aux mouvements permis à l'être vivant, et l'autre adaptée au mouvement rotatif qui est le mouvement mécanique par excellence.

Ainsi, l'hélicoptère est très proche parent du vol godillé de l'insecte ; une des principales différences est que la pale, ayant un mouvement continu, n'a jamais besoin de se retourner ; ce qui permet de la faire dissymétrique, avec une face inférieure concave, une face dorsale convexe, et avec une torsion plus ou moins hélicoïdale, toutes conditions avantageuses pour le rendement.

Quant aux procédés de propulsion et de direction, ce sont exactement les mêmes que ceux de l'insecte, par l'inclinaison de l'axe des hélices sustentatrices.

A la vérité, ces procédés de direction sont encore du domaine de la théorie ; l'hélicoptère a bien été réalisé, et les remarquables essais de M. Louis Bréguet, à Douai, et de M. Cornu, à Lisieux, ont démontré qu'on peut s'enlever en hélicoptère. Mais les vols ont été très courts ; aucun essai de direction n'a encore pu être fait ; d'autre part, l'hélicoptère présente au point de vue pratique des inconvénients graves qui font que son emploi ne paraît pas avoir beaucoup d'avenir.

5° *Le vol ramé propulsif.* — C'est le vol habituel des oiseaux, consistant en une translation rapide, accompagnée de battements. Nous venons de voir dans l'hélicoptère un premier moyen de perfectionner le mouvement alternatif de la godille en le transformant en mouvement continu. Mais c'est un mouvement rotatif, qui est interdit aux êtres vivants.

Or, il y en a un autre encore plus simple, c'est le mouvement continu en ligne droite ; c'est la godille continuant toujours son déplacement dans le même sens, sans jamais revenir en arrière. Elle aura donc un mouvement de translation continue que le corps de l'appareil volant doit suivre : ce mouvement est extrêmement simple, car il n'est plus besoin d'agiter les ailes, elles peuvent être fixées presque invariablement au corps, leur déplacement dans l'air étant obtenu

par la progression de tout l'ensemble du volateur. Voilà donc le mouvement continu réalisé, sans rotation ; les ailes n'ont besoin d'être aptes qu'à des mouvements peu étendus, destinés à assurer soit l'équilibre, soit la propulsion.

C'est le principe du vol ramé propulsif des oiseaux, et de son imitation mécanique l'aéroplane.

Ici nous arrivons à la limite de perfection du vol ; nous obtenons à la fois l'attaque oblique, la suppression du temps mort, la suppression du mouvement alternatif et le mouvement continu sans rotation, donc accessible aux êtres vivants.

Nous devons expliquer cette affirmation, qui peut surprendre, que dans le vol ramé, il n'y a pas de mouvement alternatif. Le battement d'ailes est cependant bien alternatif. Mais en réalité la sustentation est continue, et le battement des ailes n'est qu'un procédé de propulsion, d'où le nom de vol ramé propulsif.

C'est par erreur qu'on a cru longtemps que l'oiseau bat des ailes pour se soutenir, et que le temps de l'abaissement est seul utilisé pour la sustentation ; le temps de la remontée est également sustentateur, en sorte que l'oiseau fait aéroplane d'une façon continue, indépendamment du battement d'ailes. Le battement n'a pour but que d'assurer la propulsion. Nous reviendrons sur ce point dans le chapitre consacré au vol des oiseaux.

Ainsi, le vol ramé propulsif est le plus avantageux de tous, et c'est pourquoi c'est le seul qui permette le vol aux animaux pesant plusieurs kilogs ; le vol ramé sur place et le vol godillé ne sont praticables que pour les petits oiseaux ou insectes ne dépassant pas quelques grammes.

Le vol ramé propulsif est aussi le seul accessible aux animaux autres que les oiseaux et insectes, à savoir les mammifères (chauves-souris) et les poissons (poissons volants ou exocets). Il est aussi pratiqué par certains insectes.

La raison de ces avantages est que le volateur est obligé à une progression incessante et rapide. Il ne peut jamais s'arrêter ; s'il veut



rester au-dessus d'un point donné, il est obligé de tourner en rond. « Marche ou tombe », lui ordonne la nature.

C'est ce que nous avons appelé, au début, la sustentation dynamique dépendante. Pour les gros oiseaux, cette obligation rend l'essor extrêmement pénible, à cause des efforts qu'ils doivent faire pour acquérir en courant la vitesse de régime nécessaire à l'envol.

Une variété du vol ramé propulsif est le *planement*, pendant lequel l'oiseau cesse quelques instants ses battements. On y saisit plus nettement le principe du vol. Mais l'oiseau n'étant plus propulsé, perdrait vite sa vitesse ; pour la conserver, il fait appel au travail de la pesanteur, et il se laisse descendre doucement de la quantité voulue pour conserver sa vitesse.

Si, en outre, il se trouve dans un courant d'air ascendant, qui monte précisément aussi vite que l'oiseau descend, l'oiseau se maintient à hauteur fixe et peut ainsi planer pendant des heures. C'est une des variétés du vol à voile. L'énergie nécessaire à la sustentation y est fournie par des causes extérieures.

6° *Le vol aéroplane*. — L'aéroplane est en somme le vol ramé propulsif adapté aux procédés de la mécanique. Les surfaces portantes sont fixes ; le mouvement alternatif est entièrement banni, même pour la propulsion, et celle-ci est obtenue au moyen d'un organe indépendant à mouvement continu, l'hélice propulsive. C'est sans doute une grande simplification mécanique, mais c'est peut-être un désavantage au point de vue du rendement ; en effet, outre que cela ajoute le poids d'un organe nouveau et des frottements supplémentaires, on n'utilise pour créer la réaction propulsive qu'une petite surface, au lieu d'utiliser toute la surface des ailes. Il en résulte un recul assez important, qui est du travail perdu, et qu'on peut évaluer à 45 ou 20 %. Du reste la propulsion par coups d'ailes, qui est intermittente, doit avoir aussi des pertes de rendement, et il n'est pas prouvé qu'elle soit meilleure que la propulsion par hélices. Il faut se garder des affirmations trop hâtives.

7° *Le vol à voile.* — Pour achever l'énumération des différents genres de vol, il nous reste à mentionner une manœuvre très curieuse qu'on appelle le vol à voile, dans laquelle l'oiseau emprunte l'énergie nécessaire pour sa sustentation aux intermittences et aux remous du vent.

Ce qui autorise à le placer au sommet de l'échelle des vols, c'est que c'est lui qui permet de voler aux oiseaux les plus lourds ; les oiseaux pesant de 3 à 10 kilogs sont presque exclusivement voiliers ; le vol par battements les fatigue trop. Nous reviendrons sur le vol à voile, auquel nous consacrerons un chapitre spécial.

### COMMENT LE PROBLÈME SE POSE POUR L'HOMME.

Nous venons de voir comment la nature a résolu le problème du vol. Mais pourquoi s'est-elle arrêtée au poids maximum de 10 kilogs pour les animaux vivants ?

En particulier, pourquoi l'homme ne vole-t-il pas par ses propres forces ?

Est-ce parce que le moteur humain est un mauvais moteur, qui pèse trop lourd par cheval-vapeur ?

Il est vrai que nous sommes peu avantagés sous ce rapport ; notre musculature si complexe, qui nous permet une variété de mouvements presque infinie, est un lourd bagage qui nous handicape fortement ; et mieux vaudrait, sous le rapport du vol, être comme les oiseaux qui n'ont que deux muscles vraiment développés, les grands pectoraux ou muscles du vol, qui pèsent parfois à eux seuls le cinquième du poids du corps. Tous les autres muscles sont négligeables comme poids auprès de ceux-là, et ne sont qu'un bien petit fardeau à porter pendant le vol.

Mais la vraie cause qui empêche l'homme de voler n'est pas là. En effet, les oiseaux n'ont pas besoin de donner leur maximum de force pour voler ; ils développent environ 1 cheval-vapeur par 100 kg. de

poids en plein vol, et l'homme peut facilement fournir momentanément ce travail et même bien davantage (il peut fournir pendant quelques secondes jusqu'à 2 chevaux 1/2 par 100 kg. de poids). Il devrait donc pouvoir voler s'il ne lui fallait pas plus de force qu'aux oiseaux, par unité de poids. Mais il lui en faut davantage, et cela à cause de la *loi des cubes*, qui est d'une importance capitale en aviation.

*La loi des cubes.* — Dans une famille de corps géométriquement semblables, la loi des cubes exprime que les volumes, et par suite les poids, augmentent comme le cube des dimensions linéaires, alors que les surfaces n'augmentent que comme le carré. Les poids augmentent donc plus vite que les surfaces. Voyons comment cette loi fait varier, pour les corps volants, la densité alaire ou charge unitaire (poids porté par unité de surface).

Soit un corps de poids  $P$ , et la surface alaire  $s$ . Sa charge unitaire est  $d = \frac{P}{s}$ .

Multiplions toutes ses dimensions par le rapport  $\mu$ , que nous appelons module de similitude.

Le poids devient  $\mu^3 P$ , la surface  $\mu^2 s$ , et la charge unitaire devient :

$$\frac{\mu^3 P}{\mu^2 s} = \mu \frac{P}{s} = \mu d.$$

La charge unitaire croît donc comme le module de similitude. Ainsi, plus un corps est grand, plus il est désavantagé sous le rapport des surfaces. Nous montrerons plus tard, quand nous aurons établi les équations de l'aéroplane, que le travail nécessaire à la sustentation augmente comme la racine carrée de la charge unitaire, donc aussi comme la racine carrée du module.

Pour l'orthoptère la loi serait la même, et nous pouvons l'établir de suite, en nous appuyant seulement sur la loi de proportionnalité des pressions aux surfaces, et sur la loi du carré des vitesses, deux

lois expérimentales sinon rigoureuses, du moins approchées, comme nous le verrons ci-après.

Soit un appareil de poids  $P$ , maintenu en l'air par une surface donnée qui s'abaisse verticalement. Soit  $V$  la vitesse de refoulement nécessaire à sa sustentation. Le travail par unité de temps sera :

$$T = PV$$

Le travail unitaire (par unité de poids) sera :

$$t = \frac{T}{P} = V.$$

Ainsi, la vitesse de refoulement mesure le travail unitaire.

Augmentons la charge unitaire dans le rapport  $\mu$ . La réaction à obtenir augmente dans le rapport  $\mu$ , la vitesse de refoulement devra augmenter comme  $\sqrt{\mu}$ ; donc aussi le travail unitaire, dont elle est la mesure.

Il faut encore voir si les corps semblables de la série considérée seront semblablement résistants. Or, ici encore, la grandeur est un inconvénient. En effet, l'appareil peut être considéré comme un poids  $P$  suspendu au milieu  $O$  d'une poutre de largeur  $b$  et d'épaisseur  $h$  (fig. 46). Nous n'avons besoin de faire aucune hypothèse sur la forme de sa section.

Soit  $l$  la distance des centres de pression  $C$  et  $C'$  sur chaque aile. Le moment fléchissant qui s'exerce au milieu est  $M = \frac{Pl}{4}$ .

Or, on démontre en mécanique que le moment fléchissant  $R$  auquel peut résister la poutre est proportionnel au produit  $bh^2$ .

$$R = nbh^2.$$

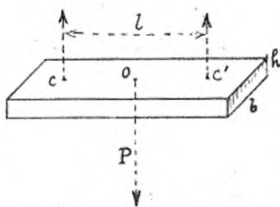


FIG. 46. — Résistance d'une poutre supportant une charge en son milieu.

Multiplions les dimensions par  $\mu$ . Le moment fléchissant, qui était  $\frac{Pl}{4}$ , devient :

$$\frac{\mu^3 P \cdot \mu l}{4} = \mu^4 M.$$

La résistance de la poutre devient :

$$n \cdot \mu b \cdot \mu^2 h^2 = n \cdot b h^2 \mu^3 = \mu^3 R.$$

Le moment fléchissant augmente comme  $\mu^4$ , et la résistance n'a augmenté que comme  $\mu^3$ . La résistance croît donc moins vite que les efforts à supporter.

Conclusion : plus l'appareil s'agrandit, plus il s'affaiblit.

Il faut donc le renforcer, c'est-à-dire augmenter les épaisseurs dans un rapport plus grand que  $\mu$ .

On peut facilement calculer qu'il faudrait, pour conserver les résistances, augmenter les épaisseurs dans le rapport  $\mu^2$ .

Dans ces conditions le poids augmentera comme  $\mu^4$ , et le moment fléchissant comme  $\mu^5$ .

La résistance deviendra :

$$n \cdot \mu b \cdot \mu^4 h^2 = n \cdot b h^2 \mu^5 = \mu^5 R.$$

Elle augmente donc bien dans la même proportion que le moment fléchissant.

Ce fait nous est confirmé d'une manière générale dans la nature, où nous voyons les grands objets non pas semblables géométriquement aux petits, mais nettement plus massifs et plus ramassés. Comparez une grosse machine à vapeur avec une petite de la même série, c'est frappant. Comparez le tronc d'un grand chêne avec la tige d'un arbuste, le squelette d'un éléphant avec celui d'un petit mammifère.

Dans les êtres volants, on ne peut pas se plier à cette loi, qui conduirait à des poids trop élevés. Déjà l'augmentation par similitude désavantage beaucoup les grands volateurs sous le rapport de la

densité alaire ; ce serait bien pis s'il fallait augmenter les épaisseurs dans la proportion de  $\mu^2$ . Dans ce cas, le poids augmentant comme  $\mu^4$  et la surface portante comme  $\mu^2$ , la charge alaire augmenterait comme  $\mu^2$ . Par suite, le travail par seconde et par unité de poids augmenterait comme  $\mu$ , (au lieu de  $\sqrt{\mu}$  comme dans le cas de la similitude).

Aussi la nature, dans les êtres volants, s'en est-elle tenue très sensiblement à l'augmentation par similitude, sans plus, comme le montre le tableau ci-dessous. La similitude se vérifie par le fait que la racine cubique du poids et la racine carrée de la surface restent dans un rapport à peu près constant.

$$\frac{P^{1/3}}{S^{1/2}} = \text{constante.}$$

ESPÈCE	POIDS	SURFACE	POIDS porté par m <sup>2</sup>	VALEUR de $\frac{P^{1/3}}{S^{1/2}}$
Cousin.....	0 gr. 003	0cm <sup>2</sup> ,3	0 <sup>k</sup> ,1	2,61
Papillon.....	0 gr. 2	16cm <sup>2</sup> ,6	0 <sup>k</sup> ,12	1,43
Nyctinome.....	6 gr.	94cm <sup>2</sup>	0 <sup>k</sup> ,64	1,89
Mésange.....	14	62	2 <sup>k</sup> ,3	3,05
Hirondelle.....	16	124	1 <sup>k</sup> ,3	2,25
Martin-pêcheur.....	34	131	2 <sup>k</sup> ,6	2,84
Roussette.....	53	303	1 <sup>k</sup> ,7	2,15
Caille.....	100	222	4 <sup>k</sup> ,5	3,12
Pigeon.....	290	750	3 <sup>k</sup>	2,42
Milan.....	640	2.874	2 <sup>k</sup> ,2	1,61
Canard.....	925	837	11 <sup>k</sup>	3,00
Cigogne.....	2 <sup>k</sup> ,140	6.152	3 <sup>k</sup> ,5	1,65
Vautour oricou.....	8 <sup>k</sup> ,152	11.129	7 <sup>k</sup> ,3	1,90
Grue d'Australie.....	9 <sup>k</sup> ,500	8.540	11 <sup>k</sup>	2,30

Dans ce tableau, nous avons expressément fait figurer des insectes, des chauves-souris et des oiseaux ; et nous avons choisi les animaux qui donnent pour le rapport  $P^{1/3} : S^{1/2}$  les valeurs les plus extrêmes. On voit que, malgré cela, d'un bout à l'autre de l'échelle des êtres volants, ce rapport varie assez peu, et surtout on remarque qu'il

n'accuse aucune tendance générale à l'augmentation ni à la diminution. Sa moyenne reste voisine de 2,25 aussi bien pour les plus petits volateurs que pour les plus gros.

Le résultat de cette similitude est que les ailes des grands volateurs sont proportionnellement plus faibles; elles sont sans rigidité, molles, gauchissables, et supportent mal les violents efforts du vol ramé.

On voit que le problème du vol devient de plus en plus difficile à mesure que les poids augmentent (1). On peut suivre cette difficulté croissante avec une parfaite netteté chez les animaux volants. Plus ils sont petits, plus leur charge alaire est faible, et plus facilement ils se maintiennent dans l'air.

Les minuscules insectes, moucheron, papillon, quoique animaux à sans froid, volent sans effort, sur place, en avant, en arrière, en zigs-zags brusques, au gré de leur fantaisie. La forme de leur corps n'est nullement étudiée pour le vol; ils sont aussi « mauvais projectiles » que mauvais moteurs; ils utilisent le vol godillé, mode de vol assez médiocre, à cause de son mouvement alternatif. Cette forme de vol n'est possible que jusqu'à 1 ou 2 grammes.

Au delà de ce poids, nous trouvons les oiseaux rameurs, dont le poids atteint quelques hectogrammes. Déjà leur sang est le plus chaud de tous les animaux (43 à 44°, alors que l'homme n'a que 37° en temps normal, et qu'une fièvre de 41° le met en danger de mort); leurs poumons sont extraordinairement développés; leur aile, cette merveille d'architecture, a épuisé les ressources créatrices de la nature; leur corps fuselé est un projectile parfait.

Les plus petits peuvent encore, avec effort, s'enlever sur place, mais ils doivent aussitôt, pour diminuer le travail, utiliser le vol ramé propulsif, le plus économique de tous. Seul, l'oiseau-mouche, le plus léger de la série, peut voler sur place pendant un temps appréciable.

---

(1) C'est pour cela qu'il est relativement facile de construire des modèles réduits d'appareils volants, et qu'il est infiniment plus difficile de les réaliser en grand.

Les oiseaux franchement rameurs ne dépassent guère 4 kilogr. Au-delà de 4 kilogr., le vol devient déjà fatigant. Les oiseaux tournent la difficulté ; ils alternent le vol ramé avec le vol à voile, qui les repose. Ils ne peuvent déjà plus s'envoler sur place ; il leur faut une lancée, comme à nos aéroplanes.

Au-delà de 3 kilogr., les oiseaux deviennent exclusivement voiliers, étant incapables de soutenir longtemps l'effort du vol ramé. Ils donnent quatre ou cinq battements, et immobilisent leurs ailes grandes ouvertes pour utiliser les ressources du vent et diminuer leur propre travail. Quand il n'y a pas de vent, ils renoncent au vol ; ils restent perchés. L'essor leur est tellement pénible que, pour l'éviter, ils habitent dans les creux des rochers élevés, d'où ils n'ont qu'à se lancer dans l'espace pour acquérir, au prix d'une descente de quelques mètres, la vitesse de régime nécessaire au vol propulsif.

La nature a épuisé pour eux toutes ses ressources, jusqu'à les faire carnivores, les animaux carnivores étant plus aptes que les autres à donner un effort violent mais de courte durée.

Grâce à l'artifice du vol à voile, la nature a pu prolonger jusqu'à 40 kilogr. la faculté du vol. Passé ce poids, elle est obligée de s'avouer impuissante ; quelques essais malheureux, comme l'autruche, le casoar, l'émeu, confirment son échec. Et pourtant, que sont 40 kilogrammes auprès des sauriens géants, des mammifères énormes, qui atteignent des milliers de kilogrammes ? Si la nature n'a pas fait de volatiles lourds, c'est que la loi des cubes le lui a interdit.

Appliquons cette loi à l'homme. Le travail par kilog de poids variant comme la racine carrée du module, donc comme la racine sixième du poids, il en résulte qu'un volateur de 75 kilogs environ exigerait 4,6 fois plus de travail, par kilogramme de poids, qu'un aigle de 4 kilogs ; 2,6 fois plus de travail qu'un pigeon de 250 gr. ; 4 fois plus de travail qu'une hirondelle de 46 gr., et aussi 47 fois plus de travail qu'un cousin de 3 milligrammes. Voilà pourquoi l'homme ne vole pas, et l'autruche non plus, bien qu'elle ait des ailes.



Ceci nous montre deux choses.

D'abord, qu'en faisant voler des aéroplanes de plusieurs centaines de kilogr., l'homme s'est montré supérieur à la nature, en résolvant un problème qu'elle n'avait pas su résoudre.

Ensuite qu'il ne faut pas écouter ceux qui prétendent que la nature infailible doit être prise pour modèle ; car ce problème que nous nous sommes posé, elle n'a pas su le résoudre ; et il est au contraire permis de penser que si nous avons réussi là où elle avait échoué, c'est précisément parce que nous avons pu utiliser des procédés et des ressources qu'elle n'avait pas à sa disposition.

### CEUX QUI ONT RÉSOLU LE PROBLÈME.

De tout temps, l'imitation du vol des oiseaux a séduit l'homme, et a donné lieu à des tentatives aussi multiples que vaines. C'est qu'on ne comprenait pas la véritable nature du vol des oiseaux, qu'on avait insuffisamment observé ; on croyait que c'était le vol orthogonal, et on essayait de le reproduire ; en outre, dans l'ignorance de la loi des cubes, on croyait que si l'homme avait des ailes, rien ne s'opposerait à ce qu'il vole aussi facilement qu'une hirondelle.

Nous passerons sous silence toutes ces tentatives, qui n'ont qu'un intérêt historique et n'ont pas fait avancer la question.

Il est plus intéressant de rappeler quels sont les hommes de génie qui ont enfin aperçu la bonne voie, et ont contribué à la solution du problème.

C'est d'abord l'anglais Sir George Cayley qui, en 1809, dans des articles publiés par *Nicholson's Journal*, invente de toutes pièces l'aéroplane, avec tous ses organes, basé sur une compréhension exacte du vol des oiseaux. Moteur à mélange tonnant, sustentation par une voilure inclinée, propulsion par l'hélice, déplacement du centre de pression et équilibre automatique, empennage, formes fuselées, tout y est. Cayley construisit même un appareil qui fut brisé aux essais. Mais son effort resta ignoré ; ses articles passèrent inaperçus

et tombèrent dans l'oubli, où ils seraient encore si Pénaud ne les avait exhumés 65 ans plus tard, en 1874.

Plus d'un demi-siècle s'écoule.

En 1864, il se produit une agitation considérable en faveur du plus lourd que l'air ; Nadar, de la Landelle, le vicomte de Ponton d'Amécourt fondent la *Société française de Navigation aérienne*, et cherchent à frapper le public par des articles brillants et enthousiastes. C'est un véritable emballement, auprès duquel celui de notre époque actuelle est bien pâle. Car les fantaisies de nos écrivains modernes ne sont rien auprès de celles qu'on imprimait alors. On va en juger. Edgar Saveney (1), cherchant à calmer cet emballement, en montrant que le poids des moteurs (85 kilogr. par cheval, à l'époque), rendait tout espoir chimérique pour le moment, ajoute :

« Pourquoi nous représenter d'avance l'atmosphère sillonnée en tous sens de navires ailés ? Pourquoi, dès maintenant, nous énumérer tous les types de la flotte aérienne : l'*avicule*, petite nacelle n'emportant que son aviateur ; l'*avicelle*, barque portant deux à trois hommes ; l'*ave*, grande barque ; l'*aéronef*, proprement dite, petit navire ; l'*aéronave*, corvette aérienne ; le *mégallornis*, vaisseau de la taille d'un aviso-vapeur de 120 à 130 chevaux, pouvant porter une trentaine d'hommes ? Pourquoi nous donner le plan des gares d'atterrissage qui serviront aux steamers aériens ? Pourquoi, dès aujourd'hui, esquisser les ordonnances de police qui régleront la circulation des véhicules atmosphériques ? Pourquoi discuter dans leurs détails, ce qui paraît d'ailleurs de nature à effrayer les esprits timides, les différents genres d'accidents qui peuvent troubler cette circulation : chute sans renversement, avec ou sans démâtage ; chute sans dessus dessous après chavirement ; choc contre un corps immobile, tour, montagne ou falaise ; abordage entre aéronefs ? Pourquoi étudier d'avance les changements que subira la thérapeutique, et étudier les nouvelles règles d'hygiène qu'il conviendra

---

(1) *Revue des Deux-Mondes*, 1865.

d'adopter lorsque l'homme aura pris l'habitude de se transporter à travers l'atmosphère ? Pourquoi nous inspirer l'horreur des chemins de fer où l'on voyage dans d'horribles boîtes d'une intolérable lenteur, au prix de mille supplices insupportables, où l'on est secoué par un affreux mouvement de lacet, au milieu d'un bruit infernal de chaînes, de bois et de vitres heurtées, tandis que des flots de poussière couvrent de leur linceul étouffant le voyageur infortuné ? »

De fait, faute de moteur léger, cette époque n'a produit que des jouets volants.

Il semble que ce soient Julien et les frères Du Temple qui, en 1864, ont réalisé le premier aéroplane-jouet qui s'enlevait, et Alphonse Pénaud qui, en 1874, a fait le premier appareil du même type, capable de voler et de conserver son équilibre. Le moteur était un caoutchouc tordu.

Mais ce n'étaient que des jouets, et l'appareil capable d'enlever un homme présentait des difficultés incomparablement plus grandes, à cause de la loi des cubes.

Trois choses manquaient encore pour la réussite : le moteur léger, la méthode permettant de faire un apprentissage progressif, et enfin la mise au point du système de direction, du système de propulsion et la réalisation définitive de l'ensemble.

Le moteur léger n'a été réalisé que grâce à l'invention du moteur à essence de pétrole, invention qui est due à E. Lenoir, en 1863. L'industrie de l'automobile a ensuite perfectionné et allégé ce moteur.

Une place à part est due à l'ingénieur français, Clément Ader, parmi les précurseurs. Il a eu le grand mérite de réaliser un moteur léger à vapeur, ainsi que tout un appareil qui dénote une ingéniosité prodigieuse. Malheureusement il lui manquait la méthode d'apprentissage, sans laquelle le meilleur appareil ne peut donner aucun résultat. Aussi, les essais de son « Avion », en 1897, furent-ils peu concluants. Il est bien difficile, en l'absence de témoignages probants (les témoins déclarent qu'ils n'ont pas vu l'appareil en l'air, mais que ses traces par terre cessaient d'être visibles sur un certain parcours),

de savoir ce qu'a fait l'Avion. A-t-il réellement volé ? A-t-il été soulevé par une rafale comme une feuille morte ? Pouvait-il voler ? Était-il stable, maniable, viable, en un mot ? On ne le saura jamais.

Voici ce qu'un témoin, le lieutenant Binet, écrivait à Ader en 1906, neuf ans après les essais :

« Mon opinion très nette, à la suite de ces expériences, a été et est encore la suivante : L'Avion N° 3 semblait posséder tout ce qu'il fallait pour voler, c'est-à-dire pour se soulever d'abord et pour se diriger ensuite ; mais il manquait surtout à l'Avion un pilote sachant le manœuvrer ».

Il ne semble pas que nous ayons le droit d'avoir de cet appareil une opinion plus précise.

De 1894 à 1897, un fait capital a lieu : ce sont les expériences de planement de l'ingénieur allemand Otto Lilienthal (1). Au cours de ses glissades aériennes faites avec des aéroplanes sans moteur, il précise les formes et dispositions les plus favorables, les conditions de l'équilibre, le meilleur profil des surfaces. A vrai dire, il ne pensait nullement travailler à la solution du problème du vol mécanique ; il cherchait à reproduire le vol à voile, persuadé que sa solution était dans un certain profil des surfaces qui permettrait de voler sans dépenser de travail. En fait, ses essais ont eu l'utilité de « sérier les difficultés », et de réaliser d'abord le planeur sans moteur.

Vinrent ensuite les frères Wilbur et Orville Wright, fabricants de bicyclettes à Dayton (Ohio), qui, reprenant la même méthode, mirent l'appareil au point, avec ses systèmes de direction et de manœuvre ; cela fait, ils s'attaquèrent au moteur, le mirent au point également, et en décembre 1903 réalisèrent les premiers vols humains.

En dehors de l'aéroplane, le seul genre d'appareil avec lequel on ait réussi à enlever un homme est l'hélicoptère.

---

(1) Né en 1848, à Anklam (Poméranie), Lilienthal se tua le 9 août 1897 en tombant au cours d'un de ses vols.

L'honneur en revient à l'ingénieur français Louis Breguet, en août 1907.

L'hélicoptère avait été réalisé sous forme de jouet en 1784, par Launay et Bienvenu.

Quant à l'ornithoptère, il n'a été réalisé jusqu'ici que comme jouet (par Hureau de Villeneuve et Pénaud, en 1872).

---

## CHAPITRE II

### LES LOIS DE LA RÉSISTANCE DE L'AIR.

---

Les dispositifs d'expériences. — Lois de la résistance de l'air pour l'attaque orthogonale. — Loi des plans minces. — Le coefficient K. — Carènes. — Influence de l'accélération.

---

Un corps qui se déplace dans l'air éprouve une résistance. La résistance de l'air n'est pas complètement déterminée quand on connaît sa grandeur ; une force, dans le cas le plus général, nécessite 6 paramètres pour être déterminée dans l'espace (un pour sa grandeur, deux pour sa direction, trois pour son point d'application) (1).

Mais on n'envisage jamais ce cas général en aérodynamique.

On se borne à envisager deux cas plus simples : d'abord celui d'un corps ayant un plan de symétrie qui contient aussi la direction du courant d'air, conséquemment la résistance est dans ce même plan. Le problème est ainsi ramené à la géométrie plane ; la force est déterminée par 4 paramètres : 1 pour la grandeur, 1 pour la direction, 2 pour le point d'application. Enfin, comme cas plus particulier encore, celui d'un corps ayant un axe de symétrie, suivant lequel est dirigé le courant de l'air. La résistance est dirigée suivant le même axe par raison de symétrie.

La force est alors déterminée par deux paramètres : un pour la grandeur, un pour le point d'application. Encore ce dernier est-il sans intérêt en aviation ; la position du *centre de poussée* sur la ligne droite représentative de la poussée n'a pas l'importance qu'on pourrait croire a priori ; la position du *métacentre*, que nous définirons plus loin, est seule intéressante au point de vue de la stabilité.

---

(1) Dans le cas général, l'action de l'air se compose d'une force et d'un couple. On ne tient pas compte de ce dernier, sauf dans l'étude des hélices.

## LES DISPOSITIFS D'EXPÉRIENCES

Les expérimentateurs, pour mesurer la résistance de l'air, ont adopté des dispositifs très divers, en vue de surmonter les difficultés considérables que rencontre l'expérimentation précise.

Il s'agit de déterminer l'action de l'air en repos sur un solide animé d'un mouvement rectiligne et uniforme de translation, ou, ce qui revient au même, l'action d'un courant d'air constant sur un solide immobile.

En vertu du principe du mouvement relatif, ces deux cas sont identiques, et les résultats trouvés doivent être les mêmes ; seules, les facilités de l'expérimentation doivent motiver le choix entre l'un et l'autre de ces dispositifs (1).

A première vue, il semble naturel d'opérer dans l'air calme et de déplacer le solide ; mais, dans ce cas, on se heurte à deux difficultés. D'abord, l'air n'est jamais rigoureusement calme ; même dans une salle close se produisent des phénomènes de brassage impossibles à éviter ; on peut s'en convaincre en rendant l'atmosphère visible par un mélange de fumée.

En second lieu, la translation rectiligne ne peut, dans un laboratoire, être réalisée que sur une petite longueur, et ne se prête pas à des observations suffisamment prolongées.

---

(1) Il s'est trouvé cependant des expérimentateurs qui n'ont pas aperçu ce principe, qui ont cru devoir faire des expériences dans les deux cas, et qui, chose admirable, ont trouvé des résultats entièrement différents.

Tel est le cas de Duchemin, qui enregistre des résultats comme celui-ci : « La résistance d'une simple surface plane qui se meut perpendiculairement à elle-même dans l'eau en repos n'est que les  $\frac{2}{3}$  de la résistance qu'une même surface supporte, toutes choses égales d'ailleurs, lorsqu'elle est exposée au choc direct de ce fluide en mouvement. La résistance d'un cylindre est plus grande dans le second cas que dans le premier, tant que le rapport de la longueur au diamètre de ce corps est au-dessous de  $\frac{8}{3}$ , etc., etc. ». Une fois lancé dans cette voie, on se demande pourquoi, après avoir supposé que c'est le corps seul qui se déplace, puis l'eau, il n'a pas supposé qu'ils se déplacent tous deux, chacun prenant une part de la vitesse totale ; ce qui lui aurait donné l'occasion d'établir une infinité de lois différentes pour l'infini des combinaisons possibles.

On a cru parfois pouvoir tourner cette difficulté en remplaçant le mouvement rectiligne par la rotation autour d'un axe ; mais, lors même que le rayon est relativement grand, la rotation n'est pas comparable à une translation, parce que les divers points n'ont pas la même vitesse, parce qu'il s'introduit des forces centrifuges qui modifient le mode d'écoulement de l'air, et parce que le corps repasse toujours par les mêmes points.

Il est donc, à tous égards, préférable de laisser le solide immobile et de mettre l'air en mouvement.

Disons quelques mots des meilleurs dispositifs employés.

*Expériences du colonel Renard.* — Le colonel Renard expérimentait, au moyen d'un manège circulaire à axe horizontal, dont il

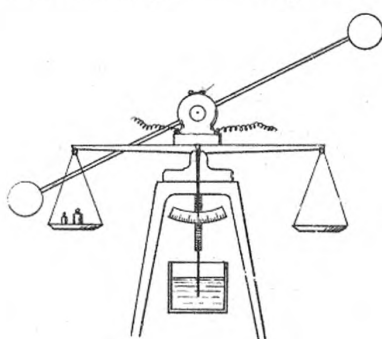


FIG. 17. — Balance dynamométrique du colonel Renard.

mesurait le couple résistant en montant tout l'appareil, y compris son moteur électrique, sur une balance, et en rétablissant l'équilibre au moyen de poids (fig. 17).

La surface expérimentée décrivait une circonférence de rayon très grand par rapport à ses dimensions, de sorte qu'on pouvait considérer

son mouvement comme différant peu d'un mouvement de translation rectiligne. Cependant, l'air de la salle devait, peu à peu, se mettre en mouvement dans le même sens que la surface ; aussi Renard n'a-t-il jamais considéré ses expériences comme donnant des valeurs absolues sûres pour les résistances, mais seulement comme permettant de comparer les résistances des corps de diverses formes et à diverses vitesses dans des conditions bien définies. A défaut des valeurs absolues, les rapports des valeurs peuvent être déterminés



avec exactitude, et notamment la loi du carré des vitesses, que Renard a reconnue sensiblement exacte entre 4 et 50 mètres par seconde.

*Expériences de Riabouchinsky.* — Le dispositif employé par Riabouchinsky, directeur de l'Institut aérodynamique de Koutchino (Russie), fondé en 1904, consiste en un tunnel ou tube horizontal de 14<sup>m</sup>,50 de longueur et de 1<sup>m</sup>,20 de diamètre, parcouru par un courant d'air aspiré par un ventilateur, l'expérience ayant montré que l'aspiration donne un courant d'air plus régulier que le refoulement.

Les corps à expérimenter sont placés au milieu du tube, dont les parois sont munies de verres cylindriques à travers lesquels on fait les

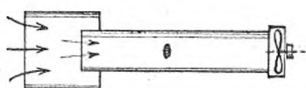


Fig. 18. — Tunnel de l'Institut aérodynamique de Koutchino.

observations (fig. 18). Pour régulariser le courant d'air, l'aspiration se fait dans un tube cylindrique concentrique au premier, de 2<sup>m</sup>,20 de diamètre et de

3<sup>m</sup>,60 de longueur. Dans ces conditions, et en n'utilisant pas la zone voisine des bords, où le courant d'air est ralenti sur une quinzaine de centimètres d'épaisseur, on constate que la vitesse est sensiblement uniforme, avec des écarts ne dépassant jamais 3,6 %.

Un étalonnage préalable a permis d'établir une table de correspondance entre la vitesse du courant d'air, mesurée à l'anémomètre, et le nombre de tours du ventilateur. La proportionnalité se vérifie sensiblement.

On a reproché à la méthode du tunnel de gêner l'épanouissement latéral des filets d'air. Elle n'est réellement précise que pour des corps dont la section est environ 100 fois moindre que celle du tunnel ; on constate que les pressions sont majorées à peu près en proportion de l'étranglement dû à la présence du corps.

*Expériences de M. Eiffel.* — Ces expériences, faites à la tour de 300 mètres et publiées en 1907, sont d'une précision remarquable.

En voici le principe.

Une masse pesante  $M$  dont on connaît la résistance à la pénétration (laquelle est d'ailleurs rendue aussi faible que possible) tombe en chute libre le long d'un câble vertical tendu entre le sol et le second étage de la tour (hauteur 445 mètres, hauteur de chute libre 95 mètres) ; elle entraîne dans sa chute la surface  $S$  à étudier ; celle-ci est fixée en avant du poids par l'intermédiaire d'un ressort (fig. 49).

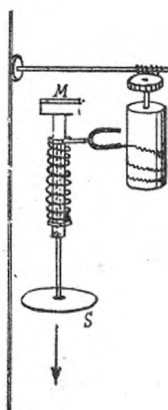


Fig. 49. — Appareil de M. Eiffel.

L'extrémité du ressort porte un diapason donnant 400 vibrations par seconde et dont une branche est munie d'un stylet qui appuie sur un cylindre recouvert d'un papier noir à la fumée. Ce cylindre est mis en rotation par l'intermédiaire d'une molette qui roule sur le câble, et d'une vis sans fin. Son angle de rotation mesure donc le chemin parcouru.

Le diapason vibrant, porté par le ressort, trace sur le cylindre une courbe ondulée dont l'ordonnée moyenne indique la flexion du ressort et, par suite, la pression subie. En même temps, le nombre des vibrations inscrites mesure les temps écoulés.

La vitesse de chute s'obtient en mesurant la longueur occupée par 40 vibrations consécutives.

Les vitesses expérimentées variaient entre 48 et 40 mètres.

Cette méthode, d'une élégance et d'une précision remarquables, a l'avantage de donner une mesure directe et très exacte de la vitesse. Elle a fait l'objet d'un rapport très élogieux présenté à l'Académie des Sciences, en 1908, par MM. Maurice Lévy et le général Sébert.

« Les résultats obtenus par M. Eiffel, disent-ils, représentent aujourd'hui les valeurs les plus précises que l'on connaisse pour la mesure de la résistance que l'air oppose au mouvement rectiligne de surfaces ayant les dimensions et formes qu'il indique, pour des vitesses de déplacement comprises entre les limites où il a opéré.

On peut considérer comme établies les conclusions principales qu'il indique ».

Toutefois, bien qu'on n'ait tenu compte que des expériences faites en air calme, il est impossible d'avoir l'assurance que l'air était absolument calme. D'autre part, cette méthode ne permet de mesurer ni la direction des forces obliques, ni la position de leur point d'application, ni la répartition des forces sur les divers points des deux faces du corps. Aussi ses applications sont-elles limitées.

Aussi, dans ses dernières expériences, dont il a rendu compte en janvier 1910 à la Société des Ingénieurs civils, M. Eiffel a-t-il adopté,

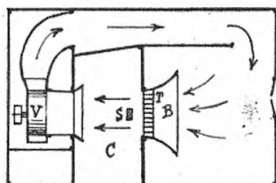


Fig. 20. — Dispositif d'expérience de M. Eiffel (avec ventilateur).

à l'exemple de M. Rateau, un autre dispositif dans lequel le corps S à expérimenter est fixe. Le courant d'air est obtenu au moyen d'un ventilateur aspirant V (fig. 20). L'air aspiré dans la salle par une buse B de 4<sup>m</sup>,50 de diamètre traverse, sous forme d'un cylindre, la chambre close C où se font les mesures. Une série de tubes T assure le parallélisme des filets fluides.

*Expériences de M. Rateau.* — Pour éviter le reproche qu'on peut faire à la méthode du tunnel de gêner l'épanouissement latéral des filets d'air autour du corps à étudier, M. Rateau s'est servi, en 1909, d'un courant d'air très homogène obtenu en faisant sortir par une buse B convergente, de 70 centim. de diamètre à la sortie, l'air

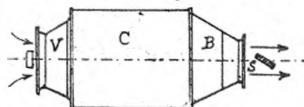


Fig. 21. — Dispositif d'expérience de M. Rateau.

soufflé par un ventilateur de 4<sup>m</sup>,20 de diamètre. L'air, avant de sortir par la buse, traverse une chambre étanche C de 4<sup>m</sup>,60 de côté renfermant un

treillage en lattes de bois destiné à rendre les filets bien parallèles.

Le corps S à étudier est fixe et placé tout près de la sortie de la buse (fig. 21).

La vitesse de l'air se mesure au moyen d'un tube de Pitot ; elle a varié de 7 à 35 mètres par seconde.

De toutes les méthodes employées jusqu'ici, c'est celle qui paraît donner la plus grande précision. Elle n'est cependant pas encore irréprochable ; car si la méthode du tunnel gêne l'épanouissement et la déviation des filets d'air, la méthode de M. Rateau, par contre, laisse cette déviation se faire trop librement ; les filets d'air ne sont pas, comme dans la réalité, accompagnés et, en quelque sorte, canalisés par d'autres filets d'air qui s'opposent à leur déviation ; de sorte que les trajets qu'ils suivront ne seront pas les mêmes que dans la réalité. La vérité paraît être intermédiaire entre les deux méthodes.

Une autre cause d'erreur est l'obligation, pour les filets d'air déviés, de subir une seconde déviation en sens contraire, assujettis qu'ils sont à sortir par une ouverture placée en face de la buse d'arrivée. Cette condition peut les amener à trouver un trajet de moindre résistance différent de celui qu'ils suivraient en réalité, et, notamment, à commencer leur déviation bien avant d'avoir rencontré le corps interposé, phénomène que M. Eiffel a constaté (1) et qui semble dû à cette cause d'erreur.

## LOIS DES PLANS MINCES

L'expérience montre que les lois de la résistance de l'air et celles de la résistance de l'eau sont analogues, bien que l'air soit un fluide élastique tandis que l'eau est incompressible.

Il faut toutefois remarquer qu'aux vitesses expérimentées, les changements de densité de l'air dus aux mouvements produits ne dépassent pas 1 % (une compression de 1 % donnerait une force de 125 kilogr. par mètre carré). Il n'est donc pas étonnant que l'influence de l'élasticité soit négligeable.

Les lois de la résistance de l'air sont complexes et ne peuvent pas

---

(1) *Bulletin de la Société des Ingénieurs civils*, janvier 1910, p. 44.

être représentées exactement par des formules simples. Les plus anciennes lois formulées sont dues à *Newton*, qui les avait établies par le raisonnement. Elles concernent les plans minces se déplaçant d'un mouvement de translation rectiligne et uniforme. Les voici :

- 1<sup>o</sup> La résistance est proportionnelle à la densité du fluide ;
- 2<sup>o</sup> Elle est proportionnelle au carré de la vitesse ;
- 3<sup>o</sup> Elle est proportionnelle à l'étendue de la surface ;
- 4<sup>o</sup> Elle est normale à la surface ;
- 5<sup>o</sup> Elle est proportionnelle au carré du sinus de l'angle d'incidence.

On peut remarquer que ces lois ne déterminent pas la position de la résistance.

Nous allons d'abord supposer que l'*attaque est orthogonale* ; dans ce cas, il n'y a à tenir compte que des trois premières lois. Elles peuvent s'exprimer par la formule :

$$R = k d S V^2$$

R. Résistance.

d. Poids spécifique de l'air.

S. Surface.

V. Vitesse.

k. Coefficient constant.

Disons de suite que, sans être rigoureuses, ces lois sont assez approchées pour pouvoir être adoptées dans la pratique.

Examinons-les en détail.

### DENSITÉ.

La proportionnalité à la densité a été étudiée, en 1893, par Cailletet et Colardeau qui l'ont trouvée sensiblement exacte, non seulement pour un même gaz, mais pour des gaz différents tels que l'air et l'acide carbonique.

Cette loi a beaucoup d'importance, car l'air dans lequel nous devons nous mouvoir à des densités variables avec la pression atmosphérique, l'altitude et la température.

Si  $d_0$  est la densité de l'air à  $0^0$  et à la pression de 760 m/m de mercure, la densité  $d$  à la pression  $H$  et à la température  $t$  est donnée par la formule :

$$d = d_0 \frac{H}{760} \frac{1}{1 + \frac{t}{273}}$$

La pression  $H$  varie suivant l'état de l'atmosphère et suivant l'altitude ; à 1.000 m. d'altitude elle diminue de 12 % ; à 2.000 m. elle diminue de 22 % ; à 3.000 m. de 34 %.

La proportionnalité de la résistance à la densité quand la pression varie n'est pas contestée. Mais pour les variations de densité provenant des variations de température, la loi a été contestée, notamment par M. C. Mannesmann (Wiedemann's Annalen der Physik und Chemie, 1899).

Il se pourrait aussi que l'état hygrométrique eût une influence sur la résistance de l'air, en modifiant sa viscosité. La question reste à élucider.

Dans la plupart des applications qui vont suivre, nous supposons la densité invariable ;  $d$  pourra donc rentrer dans le coefficient constant, et nous écrirons :

$$R = KSV^2$$

## LOI DU CARRÉ DES VITESSES.

La proportionnalité de la résistance au carré de la vitesse a été longtemps considérée comme rigoureuse, car c'est une loi simple, et on croyait autrefois à la simplicité des lois physiques. Elle n'est cependant qu'approchée.

En balistique on a établi des formules à plusieurs termes où entrent des puissances différentes de  $V$ . Il y a notamment un terme linéaire

en  $V$  qui paraît provenir de la viscosité. Aux très faibles vitesses, ce terme devient prépondérant, et on peut admettre qu'aux vitesses de quelques centimètres par seconde la résistance de l'air est proportionnelle à  $V$ . Mais à partir de quelques décimètres par seconde ce terme devient négligeable ; on n'a donc pas à en tenir compte pour l'aviation.

Si on cherche à exprimer la résistance par une fonction de la forme  $V^2 f(V)$ , on trouve pour la fonction  $f(V)$  non pas une valeur

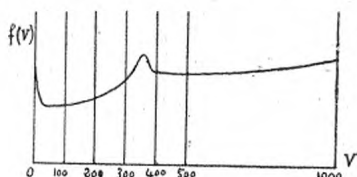


FIG. 22. — Courbe de la fonction  $f(V)$ .

fixe, comme cela aurait lieu si la loi du carré des vitesses était rigoureuse, mais une courbe de la forme ci-contre (fig. 22).

Si on met à part les très petites vitesses, on constate que jusqu'à 100 m. par seconde

la loi est sensiblement exacte. Elle est de même sensiblement exacte au-delà de 500 m., mais avec une valeur plus grande du coefficient  $K$ . Aux environs de 330 m. par seconde, vitesse de propagation des ondes sonores dans l'air, il y a une singularité de la courbe, un maximum et un brusque changement d'allure. Cela s'explique si on remarque que le mouvement d'un corps dans l'air doit provoquer la création d'ondes vibratoires qui se propagent dans toutes les directions. On conçoit facilement que, suivant que le corps se déplace plus vite, moins vite ou avec la même vitesse que ces ondes, la forme des filets d'air autour de lui doit différer.

Une erreur assez fréquente consiste à croire que la vitesse d'écoulement de l'air dans le vide doit être un point singulier de la courbe. Voici le raisonnement qu'on fait : à l'arrière du corps, il se produit une dépression qui exerce une résistance sur le mouvement. Cette dépression aspire l'air qui vient combler l'espace quitté par le corps. Or, la vitesse maxima que l'air peut atteindre en se précipitant dans le vide est donnée par la formule :

$$V = \sqrt{2gH}$$

H étant la pression atmosphérique exprimée en colonne d'air. On trouve :

$$V = 396 \text{ mètres par seconde.}$$

Donc, si le corps dépasse la vitesse de 396 m. par seconde, l'air ne peut plus le suivre et il y a le vide derrière lui. La dépression va en croissant jusqu'au vide absolu ; ensuite elle ne peut plus augmenter ; la loi change donc d'allure.

Ce raisonnement est inexact. Il y a bien une masse d'air qui suit le corps, mais c'est toujours la même, de sorte qu'elle n'a pas besoin d'acquiescer à chaque instant la vitesse du corps. C'est une poupe d'air agitée par des remous et des tourbillons, et entraînée par le corps derrière lui ; les filets fluides déplacés par le corps se referment non

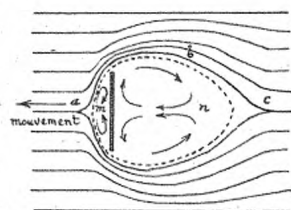


FIG. 23. — Poupe d'air entraînée derrière un corps en mouvement.

pas contre l'arrière du corps, mais en contournant cette poupe (fig 23).

La vitesse avec laquelle ils se referment n'est donc pas la vitesse du corps, mais dépend de l'inclinaison du plan tangent à la surface de la poupe. Si le vide se produit, ce sera quand la poupe d'air sera soulevée en arrière par le frottement

des filets d'air avec une force assez grande pour combattre la pression atmosphérique. Il y a donc là une question de frottements, et une formule qui ne fait pas intervenir le frottement, ou la viscosité de l'air, ne peut pas représenter le phénomène. Si le frottement était nul, le déplacement du corps, à quelque vitesse que ce soit (vitesse uniforme, bien entendu), ne rencontrerait aucune résistance.

Quant à l'allure générale de la courbe  $f(V)$  et à ses points singuliers, ils dépendent de la viscosité de l'air, de la rugosité de la surface du corps, et ils doivent varier suivant l'importance relative de ces deux causes dans le phénomène général. La loi pour un corps fuselé, qui ne donne pas de remous, ou pour une surface arquée, pourrait être différente de la loi applicable aux plans orthogonaux.



D'après les expériences de Renard, Kiabouchinsky, Eiffel et Rateau, qui sont les plus précises qu'on ait faites, la loi du carré des vitesses se vérifie bien et est suffisamment exacte pour la pratique aux vitesses utilisées en aviation. Le sens des écarts trouvés varie suivant les expérimentateurs ; cela indique que ces écarts sont de l'ordre des erreurs d'expérience, et qu'il ne faut pas en tirer des conclusions trop précises.

### ÉTENDUE DES SURFACES.

La proportionnalité de la résistance à la surface n'est pas rigoureuse.

L'influence de la surface doit être étudiée au double point de vue de la grandeur et de la forme.

Marey a étudié la pression de l'air sur un disque entraîné par un manège tournant (fig. 24) ; en face d'un point quelconque de la surface, il plaçait l'extrémité d'un

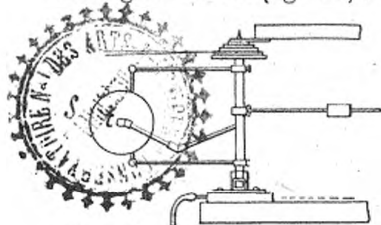


FIG. 24. — Expérience de Marey.

tube  $t$  qui communiquait par l'intérieur de l'axe du manège avec un manomètre différentiel très sensible (c'est ce qu'on appelle un tube de Pitot).

Marey constata que la pression a une valeur sensiblement constante en tous les points du disque à l'intérieur d'un certain cercle de rayon  $r - e$ , mais que, vers les bords, sur une largeur annulaire  $e$ , il y a une perte de pression.

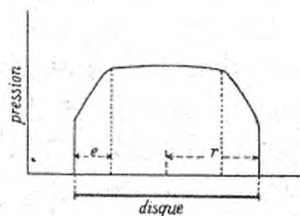


FIG. 25. — Diagramme des pressions sur un disque, d'après Marey.

La figure 25 ci-contre représente le diagramme des pressions aux différents points d'un diamètre quelconque du disque. Les ordonnées de la courbe sont proportionnelles aux pressions.

L'expérience montre que la largeur  $e$  est relativement plus impor-

tante pour les petites surfaces, de sorte que la pression moyenne, sur les petits disques, est moindre que sur les grands. Ce diagramme est confirmé par les expériences de M. Eiffel (1), en ce qui concerne la pression sur la face antérieure du plan ; quant à la dépression sur la face postérieure, elle est sensiblement uniforme, et ne diminue pas près des bords ; elle augmente même plutôt un peu.

Borda, dès 1763, avait reconnu que la résistance augmente plus vite que la surface. Il avait proposé de faire intervenir  $S$  dans la formule non pas à la première puissance, mais à la puissance 4,4 :

$$R = KS^{1,1}$$

Cayley, Hutton, Aubuisson, Hervé Mangon ont admis cette loi. Thibault a fait des réserves, estimant qu'on peut invoquer des erreurs d'expérience.

Diverses expériences de Langley, interprétées dans la même idée, conduisent aux exposants 4,442 et 4,054 pour la puissance de  $S$ .

Les expériences de Dines, en 1894, conduisent à la loi  $S^{1,042}$  ; celles de Canovetti donnent 4,044 à 4,102.

Les expériences de M. Eiffel, qui sont les plus précises, et qui sont faites sur des surfaces variant de 4/16 de mètre carré à 4 mètre carré, conduisent à la loi  $S^{1,044}$ .

Il paraît résulter de la similitude de tous ces résultats que la pression varie réellement plus vite que la surface, et que, pour les surfaces variant entre 4/16 de mètre carré et 4 mètre carré, le phénomène est assez exactement représenté par la loi  $S^{1,044}$ .

Il faut se garder d'extrapoler cette loi et d'en tirer des conclusions catégoriques soit pour les petites, soit pour les grandes surfaces. Il ne paraît pas que pour les petites surfaces le coefficient de résistance continue toujours à diminuer. D'autre part, il est tout à fait arbitraire

---

(1) *Bulletin de la Société des Ingénieurs civils*, janvier 1910.

de donner à la loi la forme d'une exponentielle ; on aurait pu chercher à la représenter par un développement en série de la forme :

$$a + bS + cS^2 + \dots$$

ou par toute autre fonction de  $S$ . Enfin, en admettant la loi exponentielle, l'expérimentation sur des surfaces variant dans le rapport de 4 à 46 n'est pas suffisante pour établir une loi applicable à la fois à un cousin de 30 millimètres carrés et à un aéroplane de 30 mètres carrés, les surfaces variant ici dans le rapport de 4 à 4 million, ce qui conduirait, pour l'efficacité des surfaces, à une variation presque du simple au double.

Il n'est nullement invraisemblable que la singularité de la loi soit due à des erreurs d'expériences, et notamment à la suivante : les expérimentateurs n'ont pas, en général, pris soin de réduire l'épaisseur des surfaces dans le même rapport que les autres dimensions. De sorte que plus les surfaces étaient petites, plus leur épaisseur était relativement grande (fig. 26).

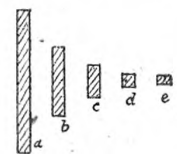


FIG. 26. — Augmentation des épaisseurs relatives dans les petites surfaces.

En continuant à réduire les surfaces, on arriverait à un cube  $d$ , et même à un parallélépipède allongé  $e$ . Or, l'expérience montre que pour de tels corps la résistance est beaucoup moindre que pour un plan mince de même section. On conçoit donc qu'elle doit être plus petite pour  $c$  que pour  $b$ , et plus petite pour  $b$  que pour  $a$ .

On peut se demander si la loi  $S^{1,044}$ , favorable aux grandes surfaces, ne contrebalance pas l'effet défavorable de la loi des cubes, ou au moins ne l'atténue pas sensiblement.

Voyons quel devrait être l'exposant de  $S$  dans la formule pour qu'il en soit ainsi. Soit  $x$  cet exposant ; la formule devient :

$$P = KS^x V^2 \quad (1)$$

Elle exprime que le poids  $P$  est supporté par la surface  $S$  avec une

vitesse de refoulement V. Cette vitesse V, comme nous l'avons vu, mesure le travail par seconde et par kilogramme de poids.

Prenons maintenant un corps augmenté géométriquement dans le rapport  $\mu$ . Son poids sera  $\mu^3 P$ , et sa surface  $\mu^2 S$ .

S'il est soutenu en l'air avec la même dépense de travail par seconde et par kilogramme, V restera le même dans la formule, et on aura :

$$\mu^3 P = K (\mu^2 S)^x V^2$$

ou :

$$\mu^3 P = K \mu^{2x} S^x V^2 \quad (2)$$

Divisant membre à membre les équations (2) et (1) :

$$\mu^3 = \mu^{2x}$$

d'où :  $3 = 2x$ , d'où :  $x = 1,5$ .

On voit que l'effet favorable obtenu en remplaçant la puissance 4 par la puissance 1,044 est bien peu de chose, puisqu'il faudrait la puissance 1,5 pour contrebalancer la loi des cubes. Ce n'est même pas la dixième partie de la différence. La loi des cubes reste donc établie.

Considérons maintenant des surfaces de formes différentes. D'après les idées de Marey, on serait tenté de penser que si l'influence des bords se manifeste par l'existence d'une zone de pression décroissante, la perte de pression sera proportionnelle au périmètre ; à surface égale, la résistance à l'avancement devra donc augmenter quand le périmètre diminue, et être maximum pour le cercle, surface de périmètre minimum.

Or, c'est le contraire qui a lieu. En réalité d'autres facteurs interviennent. Il ne suffit pas d'examiner ce qui se passe sur la face antérieure, les dépressions et remous qui prennent naissance à l'arrière du corps sont plus importants encore, et la pression résultante dépend surtout de la façon dont les masses d'air déviées finissent par se rejoindre à l'arrière.

M. Le Dantec a étudié spécialement ce problème, en mesurant la vitesse de régime prise par une surface qu'on laisse tomber le long d'un fil vertical. Il constata qu'à égalité de surface la résistance d'un triangle est plus grande que celle d'un carré, et celle-ci que celle du cercle ; c'est juste l'inverse de la conclusion des expériences de Marey.

Il paraît assez facile d'expliquer cette contradiction par la différence dans le mode d'écoulement de l'air.

Dans la surface ronde, la courbe des bords étant régulière, les remous et tourbillons formés sur les bords sont réguliers et uniformes ; dans le triangle ou le carré, les remous venant de deux côtés voisins, surtout au voisinage d'un angle, se contrarient, s'entrechoquent, et ces chocs nuisent à la reprise rapide de l'équilibre des masses d'air derrière le corps. Ce serait donc un phénomène secondaire dû à la présence des parties saillantes angulaires, qui masquerait le phénomène signalé par Marey.

Il est imprudent d'en déduire, comme l'a fait Le Dantec, que l'augmentation de résistance est proportionnelle à l'augmentation de périmètre ; elle paraît plutôt due à la présence d'angles vifs.

Dines a également trouvé que le cercle résiste moins que le carré, et celui-ci moins qu'un rectangle.

Eiffel est arrivé à des résultats analogues, comme le montre le tableau suivant qui indique les valeurs du coefficient K trouvées par lui pour diverses surfaces :

SURFACE en mètre carré.	$\frac{1}{16}$	$\frac{1}{8}$	$\frac{1}{4}$	$\frac{1}{2}$	1
Cercle.....	0,068	0,071	0,074	0,077	»
Carré.....	0,070	0,072	0,075	0,077	0,079
Rectangle (allongement 2) .....	»	0,073	0,075	»	»
Rectangle (allongement 4) .....	0,073	0,074	»	»	»

Un cas intéressant est celui des surfaces très allongées, rectangulaires, par exemple.

L'allongement augmente la résistance. Voici des chiffres dus à Dines :

Carré $4 \times 4$ .....	0,074
Rectangle $16 \times 1$ .....	0,083

Que se passera-t-il pour des surfaces en treillis ou perforées ? Si les ouvertures constituent une partie relativement petite de la surface, elles donnent naissance à des remous qui augmentent la résistance.

M. Eiffel a trouvé, pour un treillis métallique, 0,088 au lieu de 0,073 pour la même plaque non découpée.

M. Dines a trouvé :

Plaque plane : 0,073 ;

Plaque perforée de 42 trous de  $5 \text{ m/m}$ , 6 par pouce carré : 0,098 ;

Plaque perforée de 77 trous de  $2 \text{ m/m}$  par pouce carré : 0,118.

C'est d'ailleurs un fait connu des marins depuis bien longtemps, qu'on améliore les voiles des navires en y ménageant un ou plusieurs trous.

## LE COEFFICIENT K.

Dans la formule :

$$R = kdSV^2$$

On suppose généralement que l'air est ramené à  $0^\circ$  et  $760 \text{ m/m}$  de pression ; on peut alors faire entrer la densité  $d$  dans le coefficient constant et poser :

$$kd = K$$

d'où la formulé :

$$R = KSV^2$$

K est ce qu'on appelle le *coefficient de résistance orthogonale de l'air*.

Sa signification s'obtient en faisant, dans la formule,  $S = 1$  et  $V = 1$ . C'est la résistance subie par un plan mince de 1 mètre carré se déplaçant orthogonalement à la vitesse de 1 mètre par seconde.

Comme la résistance varie suivant la forme du plan, il faut préciser davantage. On convient de considérer, pour la définition de  $K$ , un *plan mince carré*.

Si on veut établir une formule de la résistance en fonction de la surface et de la vitesse, on devra écrire :

$$R = K f(S) \varphi(V)$$

$f(S)$  et  $\varphi(V)$  étant des fonctions d'allure compliquée qui passent par la valeur 1 pour  $S = 1$  et pour  $V = 1$ . On peut même penser, avec Goupil, que ces deux fonctions ne sont pas indépendantes, et qu'il faut écrire :

$$R = K f(S, V).$$

Dans ces conditions  $K$  est, par définition, une constante.

Si on se contente de la formule pratique :

$$R = K S V^2,$$

comme les termes  $S$  et  $V^2$  ne représentent pas rigoureusement la loi réelle, il s'ensuit que le coefficient  $K$  ne restera pas tout à fait constant. Les expérimentateurs qui ont déterminé le coefficient  $K$  en employant des surfaces ne mesurant pas 1 m<sup>2</sup> et des vitesses autres que 1 m par seconde, et en appliquant ensuite la loi  $K S V^2$  pour calculer  $K$ , ont donc fait une erreur de méthode. Ils ont fait l'hypothèse implicite que cette loi est exacte, ce qui n'est pas. C'est certainement là une erreur systématique qui, jointe aux autres difficultés de l'expérimentation, a contribué à l'extraordinaire incertitude qui a longtemps régné sur la valeur du coefficient  $K$ .

Un seul expérimentateur s'est placé dans les conditions réelles ; c'est Le Dantec, qui faisait tomber un plan de 1 m<sup>2</sup> en le chargeant convenablement jusqu'à ce qu'il prenne la vitesse de régime de 1 m par seconde. Il a trouvé  $K = 0,081$ .

Eiffel a expérimenté sur des plans de  $1 \text{ m}^2$  mais à des vitesses diverses. La moyenne de ses mesures donne, pour le plan carré de  $1 \text{ m}^2$ ,  $K = 0,079$ .

Nous avons vu que, pour des plans de dimensions ou de forme différentes, la valeur de la résistance n'est pas la même.

Voici un tableau des valeurs trouvées par divers expérimentateurs; on remarquera l'énormité des écarts.

**Coefficient K.**

Expér. de Zossen-Marienfeld .....	0,0579
Recknagel .....	0,07
Cailletet et Colardeau .....	0,071
Banet-Rivet .....	0,071
Edge .....	0,071
Dines .....	0,0732
Hagen .....	0,075
Eiffel .....	0,079
Le Dantec .....	0,081
Hutton .....	0,081
Lössl .....	0,083 à 0,093
Canovetti .....	0,084 (0,060 à 0,092)
Piobert et Morin .....	0,084
Langley .....	0,08475
Colonel Renard .....	0,085 (0,07 à 0,09)
Poncelet .....	0,088
Dubuat .....	0,089
Borda .....	0,096
Reichel .....	0,096
Joessel .....	0,102
Didion .....	0,110
Thibault .....	0,110
Athanase Dupré .....	0,1272
Ricourt .....	0,1296
Desdout .....	0,13
Goupil .....	0,13
Marey .....	0,13
Smeaton .....	0,13



Lilienthal .....	0,13 et 0,4
Fustegueras .....	0,132
Chanute .....	0,168 et 0,7 (aéroplanes)
Ferber .....	0,6 et 0,7 (aéroplanes)

Les deux valeurs les plus sûres sont celles de Eiffel et Le Dantec, 0,079 et 0,084. On peut donc admettre définitivement pour le coefficient  $K$  la valeur 0,08 comme très approchée.

### PEUT-ON CALCULER THÉORIQUEMENT LA VALEUR DU COEFFICIENT $K$ ?

Plusieurs auteurs ont essayé de déterminer théoriquement la valeur de  $K$ . Newton a proposé de calculer ce coefficient par la méthode suivante :

Soit (fig 27) un plan de surface  $S$  qui avance orthogonalement à la vitesse  $V$ . Soit  $R$  la pression. Le travail effectué par seconde est  $RV$ .

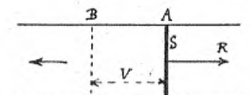


FIG. 27. — Cylindre d'air balayé par un plan en mouvement.

En une seconde, le plan a balayé un cylindre d'air  $AB$  de base  $S$  et de hauteur  $V$ , et l'a chassé devant lui en lui communiquant sa propre vitesse  $V$ .

Le volume de ce cylindre est  $SV$ , et son poids  $dSV$ ,  $d$  étant le poids spécifique de l'air.

La force vive communiquée au cylindre d'air est

$$\frac{1}{2} mV^2 = \frac{1}{2} \frac{dSV}{g} V^2$$

Égalant la force vive avec le travail effectué, on a, en négligeant les frottements :

$$RV = \frac{1}{2} \frac{dSV}{g} V^2$$

$$R = \frac{1}{2} \frac{dSV^2}{g} = \frac{d}{2g} SV^2$$

Ce qui semble démontrer que le coefficient  $K$  est égal à :

$$K = \frac{d}{2g} = \frac{1,29}{2 \times 9,81} = 0,066$$

Poncelet a également proposé cette formule.

On sait que l'expérience donne un chiffre différent.

M. Vallier admet que la pression sur une surface plane est représentée par le poids d'une colonne de fluide ayant pour base la surface, et pour hauteur le double de la hauteur de chute nécessaire pour obtenir la vitesse, ceci étant la conclusion d'un raisonnement dû à

Rankine ; il trouve ainsi :  $K = \frac{d}{g} = 0,432$

M. Macaluso croit démontrer que  $K$  ne peut pas être plus grand que  $\frac{2d}{g}$  ou 0,264. Pour cela, il imagine que la surface  $S$  glisse comme un piston dans l'intérieur d'un cylindre. La surface  $S$  transmet à la masse  $M$  de fluide heurté en une seconde sa vitesse  $V$ . En même temps, une masse égale de fluide est entraînée derrière la surface, avec la même vitesse, pour combler le vide qui se produirait sans cela. Soit  $MV$  la quantité de mouvement de la masse  $M$ ,  $R$  la résistance ; on aura, d'après le théorème de la quantité de mouvement projetée, appliqué pendant un intervalle d'une seconde (et en négligeant toujours les frottements) :

$$R = 2MV$$

$$\text{Mais comme } M = \frac{dSV}{g} :$$

$$R = \frac{2dSV}{g} V = \frac{2d}{g} SV^2$$

$$\text{d'où on conclut : } K = \frac{2d}{g}.$$

Nous citons ce dernier raisonnement, parce qu'il nous fournit l'occasion de mettre en garde contre l'emploi du théorème de la

quantité de mouvement en aérodynamique, emploi qu'on fait souvent à tort, dans des cas où il n'est pas applicable.

Déjà on voit qu'il y a contradiction entre ce résultat et celui que donnerait l'application de l'équation des forces vives. La quantité d'air qu'on suppose déplacée étant double de celle considérée par Newton, la considération de la force vive donnerait une valeur double pour le coefficient K, soit  $\frac{d}{g}$  ou 0,432. Or le théorème de la quantité de mouvement, avec les mêmes hypothèses, donne encore deux fois plus. Il y a contradiction, et nécessairement l'un au moins des deux raisonnements est faux.

L'application de l'équation des forces vives est correcte, les hypothèses étant admises. Mais le théorème de la quantité de mouvement projetée *n'est pas applicable*. Sa démonstration suppose, en effet, que la force est directement appliquée à toute la masse considérée pendant tout l'intervalle du temps considéré. Or ici, la force n'est appliquée que successivement aux diverses tranches du cylindre d'air, au fur et à mesure que le plan les rencontre ; en outre, on suppose que la force n'est appliquée à chaque molécule que pendant un temps infiniment court, chaque molécule prenant instantanément la vitesse du plan au moment où elle est heurtée, et n'augmentant plus sa vitesse ensuite.

Ce mode est complètement différent de celui que suppose le théorème de la quantité de mouvement, et ce dernier ne pourrait être légitimement appliqué que si on le démontrait au préalable en partant des hypothèses faites ; or, on trouverait, en faisant la démonstration, une autre loi, qui s'écrirait :

$$P = \frac{1}{2} m V.$$

C'est sous cette forme que la quantité de mouvement pourrait être utilisée dans les problèmes analogues à celui-ci.

Nous voilà donc en présence de deux formules théoriques,  $\frac{d}{2g}$  et  $\frac{d}{g}$  (la troisième formule  $\frac{2d}{g}$  étant éliminée).

Laquelle choisir ? Aucune.

Toutes deux négligent la véritable cause de la résistance de l'air, à savoir les frottements, qui sont en définitive le terme et l'unique aboutissement du travail.

L'idée du cylindre d'air déplacé est à côté de la réalité, et il ne se passe rien qui justifie cette hypothèse. L'air n'est pas refoulé ; il s'écarte latéralement au passage du plan, puis se referme derrière lui.

Si on examine les mouvements que prennent les filets d'air au voisinage d'un plan qui s'y déplace orthogonalement, on constate qu'ils sont représentés par la figure 23 (page 54). L'air est troublé jusqu'à une certaine distance du mobile, dans un cylindre C de section plus grande que le mobile.

Les molécules fluides décrivent des trajectoires telles que  $abc$ , contournant le plan et reprenant ensuite leur position. Il y a compression en avant du plan, et dépression en arrière. Entre les filets qui s'écartent à l'avant et ceux qui se rapprochent à l'arrière sont emprisonnées deux masses d'air qui se déplacent avec le plan.

A l'avant est une masse  $m$  appelée la *proue d'air*, qui est comprimée et transmet sa compression au plan. Elle est agitée de tourbillons qui, au voisinage de la surface du mobile, sont centripètes.

A l'arrière est une masse  $n$  beaucoup plus grande appelée la *poupe d'air*, qui est en dépression. Le frottement des filets tels que  $bc$  y engendre des tourbillons qui, au voisinage de la surface du mobile, sont centrifuges, et d'ailleurs très instables.

Nous avons eu l'occasion de constater *de visu* d'une façon frappante, l'existence de la poupe d'air. En 1908, par un temps de brouillard très opaque, étant en gare de Valenciennes, nous avons vu un train qui entrait dans le hall de la gare, émergeant, en quelque sorte, du brouillard qui régnait au dehors. Derrière le dernier wagon, on remarquait une tranche de brouillard opaque, très nette, comme solidifiée, entraînée à la suite du train et paraissant attachée derrière lui et en faire partie. Elle l'a suivi pendant une quarantaine de mètres pour se dissiper au moment où le train s'arrêtait.

Un fait très curieux, confirmé par l'expérience, est que dans la partie axiale la vitesse des tourbillons s'ajoute à celle du mobile, de sorte que dans l'air entraîné il y a une partie qui avance plus vite que le mobile.

L'hypothèse qui sert de base au raisonnement de Newton ne correspond donc nullement à la réalité, et si la valeur théorique qu'il trouve se rapproche de la valeur expérimentale, c'est un effet du hasard.

On peut remarquer, d'ailleurs, que la pression sur des corps ayant même surface, ou plus exactement même maître couple, est très variable suivant la forme du corps.

Pour un plan mince, elle n'est pas la même sur un carré, sur un cercle, ou sur un rectangle. Si l'on met deux plans minces à distance convenable l'un derrière l'autre, la résistance totale est moindre que celle d'un seul plan (Eiffel).

Si au lieu d'un plan on prend une surface concave, ou convexe, ou fuselée, la résistance augmente ou diminue dans une proportion très grande, comme nous le verrons ci-après.

Pourtant le raisonnement théorique serait toujours le même, car ce raisonnement ne se sert en rien de ce que le mobile est un plan, de ce qu'il est mince, de ce qu'il a telle ou telle forme, et il ne se sert pas davantage des propriétés des gaz. On ne voit pas ce qui l'empêcherait d'être applicable à un corps solide, ou pâteux, ou pulvérulent.

Un exemple dans lequel les efforts seront plus grands, et par suite les inexactitudes plus visibles, va nous mettre sur la voie. Cherchons quel est le coefficient de résistance du sable. Prenons un plan, appliquons-lui une force  $F$ , et cherchons à quelle vitesse il va avancer dans une masse de sable. Ce sera, si on veut, la fondation d'une maison, et nous allons chercher de combien cette fondation va descendre par seconde. Vous me direz que le sable n'est pas un gaz. Mais où donc le raisonnement invoque-t-il les propriétés des gaz ? On n'a admis qu'une chose, c'est que le frottement est nul, ce qui est faux, aussi bien pour l'air que pour le sable. Si le sable pèse 4.500 k. par mètre cube, on trouvera :  $K = \frac{d}{2g} = 76$ .

Ainsi, si une fondation de maison supporte seulement 76 kilogs par mètre carré, elle descendra de 1 m. par seconde. Or, on sait qu'on fait travailler couramment les fondations à 20.000 et 40.000 kilogs par m<sup>2</sup>, et qu'elles ne descendent pas du tout, même en un siècle.

Autre exemple : la résistance dans l'huile est bien plus grande que dans l'eau, et cependant l'huile est moins dense.

Ici on voit tout de suite le nœud de la question. L'huile est visqueuse ! Oui, l'eau aussi, les gaz aussi, mais dans une proportion différente. Avec un corps très visqueux tel que le goudron, la cire, on verrait la chose encore mieux.

La viscosité du fluide, les frottements moléculaires, tout est là. Tout le travail se perd en frottements. Si le fluide était parfait, si l'ensemble formé par la proue et la poupe d'air pouvait se déplacer sans frottement dans la masse, il suffirait d'imaginer cet ensemble très allongé et très fuselé, et il avancerait en déplaçant les masses d'air rencontrées avec une lenteur aussi grande qu'on voudrait, de sorte que la résistance due aux forces vives serait aussi petite qu'on voudrait. Le corps une fois lancé conserverait indéfiniment sa vitesse.

M. Henri Poincaré, dans son livre « Science et Méthode » résume excellemment la question dans les termes suivants :

« On sait qu'un corps plongé dans un fluide éprouve, quand il est en mouvement, une résistance considérable, mais c'est parce que nos fluides sont visqueux ; dans un fluide idéal, parfaitement dépourvu de viscosité, le corps agiterait derrière lui une poupe liquide, une sorte de sillage ; au départ, il faudrait un grand effort pour le mettre en mouvement, puisqu'il faudrait ébranler non seulement le corps lui-même, mais le liquide de son sillage. Mais, une fois le mouvement acquis, il se perpétuerait sans résistance, puisque le corps, en s'avancant, transporterait simplement avec lui la perturbation du liquide, *sans que la force vive totale de ce liquide augmentât* ».

Ainsi, pour calculer théoriquement le coefficient K, il faudrait étudier le mouvement des filets fluides heurtés par un plan mince carré, en établir les équations différentielles en tenant compte des frottements, et intégrer. C'est un problème qu'on ne sait pas résoudre

en l'état actuel de l'analyse mathématique. Il est peu probable qu'on y arrive jamais.

Nous concluons donc qu'on ne peut pas calculer théoriquement le coefficient K.

### RÉSISTANCE DES CARÈNES.

Si, au lieu d'un plan mince, on prend des corps de divers profils, on trouve des résistances très différentes.

Les résistances varient dans le rapport de plus de 4 à 30 pour des corps ayant même maître couple, c'est-à-dire même projection sur un plan perpendiculaire au mouvement, et paraissant, par suite, être rencontrés par des cylindres d'air égaux.

Une surface concave donne une résistance plus grande qu'une surface plane. Poncelet supposait que la résistance était proportionnelle à l'étendue de la surface développée, mais Thibault a montré que l'augmentation est beaucoup plus rapide, et qu'elle atteint 20 à 23 % pour un arc de 20°, dont le développement n'est que de 4 % supérieur à celui d'un plan.

Le colonel Renard a indiqué les valeurs suivantes (1) ; il appelait *coefficient de réduction* d'une carène le rapport entre sa résistance et la résistance d'un plan orthogonal de même maître-couple :

SURFACE	COEFFICIENT de RÉSISTANCE	COEFFICIENT de RÉDUCTION
Plan.....	0,085	1
Sphère.....	0,0135	0,1585
Demi-sphère concave.....	0,109	1,283
Demi-sphère convexe.....	0,0333	0,392
Cylindre transversal.....	0,0507	0,596
Corps fusiforme, allongement 2 (courbure parabolique symétrique).....	0,00623	0,0733 ( <sup>1</sup> / <sub>14</sub> )
Corps fusiforme, allongement 3.....	0,00273	0,0321 ( <sup>1</sup> / <sub>31</sub> )
» » allongement 2 (marche transversale).....	0,0368	0,433

(1) *Comptes rendus* de l'Ac. des Sciences, 24 mai 1904.

M. Eiffel (1) a trouvé les résultats suivants :

			Coefficient de résistance.	Coefficient de réduction.
Cylindre vertical à base circul., hauteur 1 rayon.....			0,071	1
d <sup>o</sup>	d <sup>o</sup>	2 rayons....	0,069	0,97
d <sup>o</sup>	d <sup>o</sup>	3 rayons....	0,051	0,71
Cône circulaire, hauteur égale au diam. de la base....			0,015	0,21
Demi-sphère concave de 1/16 de m <sup>2</sup> de surf. projetée.			0,072	1,07
d <sup>o</sup>	d <sup>o</sup>	de 0 <sup>m</sup> ,50 de diamètre.....	0,084	1,14

M. Eiffel a également trouvé que deux plaques planes placées l'une derrière l'autre à distance convenable, ont une résistance totale moindre que celle d'une plaque seule.

L'expérience a montré que le minimum de résistance s'obtient avec les profils dits « fuselés » très allongés, terminés à l'arrière par une pointe effilée. La forme de l'avant a relativement peu d'importance.

Il n'y a pas avantage à terminer l'avant en pointe ; on peut le terminer sans grande augmentation de résistance par un demi-cercle,

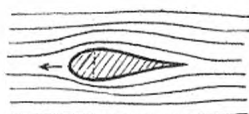


Fig. 28. — Carène à forme fuselée.

et même par une partie plane. Par contre, la forme effilée de l'arrière ne saurait être trop soignée ; elle doit être à courbes très douces et à pointe très aiguë, pour que les deux masses d'air qui se rejoignent ne se heurtent pas et ne créent pas

de remous (fig. 28).

L'effet du fuselage est, en effet, de supprimer les remous, et d'emprisonner, en quelque sorte, la poupe d'air et la proue d'air dans le solide ; les filets d'air qui contournent le solide sont ainsi guidés suivant des courbes très douces, mettant en jeu des forces vives très faibles ; l'air revient au repos aussitôt que le solide est passé ; tout se réduit à une question de frottements entre l'air et le solide. Lorsque le solide est lisse et poli, le frottement de l'air sur lui

(1) Recherches expérimentales sur la résistance de l'air, 1907.



est beaucoup moindre que le frottement de l'air sur l'air, qui se produit dans le cas de la proue et de la poupe d'air. Si même le corps était infiniment lisse, il y aurait avantage à l'allonger indéfiniment.

L'application du fuselage à un corps isolé de tous côtés conduit à la forme dite « pisciforme » ou « en cigare », que la nature a donnée aux poissons et aux oiseaux. On remarque nettement, chez les poissons les plus rapides (requins, brochets), que le maître-couple est rapproché de l'avant.

Le même principe appliqué à une ligne ou à une surface conduit au profil cylindrique que nous retrouvons dans l'aile des oiseaux.



FIG. 29.  
Cylindre fuselé.

Voici quelques résultats d'expériences :

Pour un cylindre à profil fuselé (fig. 29) avec  $l = 4,5 e$ , la résistance est égale à celle d'un plan divisée par 12,5 (Maxim). Pour  $l = 6e$ , le coefficient de réduction est 1 : 30 (colonel Renard).

M. Louis Breguet a trouvé les chiffres suivants :

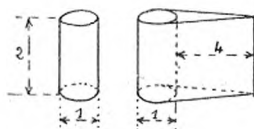


FIG. 30. — Cylindre court.

Cylindre court à base circulaire (fig. 30), hauteur double du diamètre :  $K = 0,032$ .

Le même cylindre muni d'une poupe en pointe :  $K = 0,011$ .

Cylindre long à base circulaire (fig. 31), hauteur égale à 50 fois le diamètre :  $K = 0,058$ .

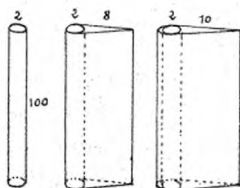


FIG. 31. — Cylindre long.

Le même cylindre avec poupe (allongement 4)  $K = 0,009$ .

Le même cylindre avec poupe effilée et proue arrondie (allongement 5) :  $K = 0,007$ .

La prépondérance de l'influence de la poupe sur la proue montre l'erreur de principe que constituent les coupe-vent qu'on met parfois à l'avant d'un mobile, d'une locomotive, par exemple. Ce sont les remous de

l'arrière qu'il faut éviter ; un coupe-vent à l'arrière serait beaucoup plus efficace.

D'après Maxim, un profil pisciforme, présentant une extrémité arrondie et l'autre effilée, présente notablement moins de résistance (0,23) quand la partie arrondie est en avant que quand la pointe est en avant et la partie arrondie en arrière (0,59).

Les remarquables « spectres aérodynamiques », publiés par M. Riabouchinsky (1), ont jeté sur les phénomènes d'écoulement de l'air autour d'une carène une lumière nouvelle. Ces spectres sont obtenus en plaçant dans le courant d'air une feuille de papier recouverte de poudre de lycopode ; la poudre dessine des lignes et des ondulations qui donnent une idée très nette du mouvement de l'air. On remarque une proue d'air qui affecte la forme d'une demi-sphère presque régulière quel que soit le corps ; suivant que le corps a une forme plus ou moins favorable à l'écoulement de l'air, le diamètre de cette demi-sphère diffère ; ainsi pour un corps en forme de demi-sphère concave, le diamètre de la proue d'air est deux fois et demie supérieur à celui du corps.

## INFLUENCE DE L'ACCÉLÉRATION

Dans l'étude de la fonction de la vitesse, nous avons toujours supposé la vitesse régulière et constante et un régime permanent établi.

Le mouvement restant toujours rectiligne, supposons que la vitesse soit variable ; qu'arrive-t-il ? La résistance continue-t-elle à suivre la loi du carré des vitesses ? Ou bien dépend-elle de l'accélération ?

C'est là un problème mal résolu jusqu'ici, et sa complexité est telle qu'il restera probablement longtemps obscur. Supposons un corps au repos dans l'air ; supposons-le ensuite, au bout d'un temps très court, brusquement animé d'une vitesse  $V$  ; les filets d'air

---

(1) *Bulletin de l'Institut aérodynamique de Koutchino*, fasc. III, 1910.

commencent leur mouvement de contournement autour de lui, et ce mouvement n'atteint son régime régulier qu'au bout d'un certain temps ; d'autre part, la poupe et la proue d'air, qui accompagnent le corps, passent brusquement de l'état de repos à l'état de mouvement, et une certaine force vive est mise en jeu en un temps très court ; comme l'a fait remarquer M. Poincaré, il faut une force supplémentaire au départ, pour établir le régime, et la résistance sera pendant un moment beaucoup plus grande que celle qu'indique la loi du carré des vitesses. Par contre, une fois le régime établi, si on arrête le corps, la force vive de l'ensemble tend à continuer le mouvement ; notamment la poupe d'air, continuant sa lancée, vient pousser le corps en avant.

Des phénomènes du même genre se passent si, au lieu de partir du repos, le corps passe d'une vitesse à une autre, ou s'il change constamment de vitesse suivant une loi déterminée.

Il apparaît nettement que, quand le corps accélère sa vitesse, la résistance est plus grande que celle qui correspond au carré de la vitesse qu'il a un moment considéré, et que, lorsqu'il ralentit, la résistance diminue.

Une idée assez naturelle est d'admettre que la formule de la résistance doit contenir un terme dépendant de l'accélération, terme qui disparaît quand l'accélération est nulle. C'est ce qu'a essayé d'établir Didion, qui a proposé la formule suivante :

$$R = S \left( 0,036 + 0,084 V^2 + 0,164 \frac{dV}{dt} \right)$$

formule dans laquelle  $\frac{dV}{dt}$  est l'accélération, qui n'est autre que la dérivée de la vitesse par rapport au temps, le mouvement étant rectiligne.

L'existence d'un terme constant dans cette formule suffit à la faire rejeter. D'autre part, comme la résistance dépend de l'établissement d'un régime qui nécessite un certain temps, il s'ensuit que la résistance dépend, non seulement de la vitesse et de l'accélération au moment

considéré, mais aussi des mouvements effectués pendant toute une période de temps antérieure, d'une durée d'ailleurs difficile à définir (1); et il ne suffirait même pas d'introduire dans la formule les accélérations du second ordre, du troisième ordre, etc., qui sont les dérivées seconde, troisième, etc., de la vitesse; car les mouvements antérieurs peuvent ne pas suivre une loi continue. En particulier, le corps peut partir du repos ou y revenir. Donnons-en un exemple facile à concevoir. Soit un corps lancé; arrêtons-le brusquement. La poupe et la proue d'air, ainsi que toutes les autres masses d'air lancées à une certaine vitesse, tendent à continuer leur mouvement, et poussent en avant le corps qui vient de s'arrêter, comme un wagon vient heurter la locomotive qui le traînait. Le corps éprouvera donc une poussée d'arrière en avant, force qui ne sera pas nulle, bien que la vitesse et toutes ses dérivées soient nulles; cette poussée persistera un certain temps et disparaîtra progressivement au fur et à mesure que le calme se rétablira. Dans ce cas, la force sera fonction non pas de la vitesse ni de ses dérivées, mais du temps.

Cet exemple fait voir combien une loi générale de la résistance de l'air serait difficile à établir.

Diverses expériences ont été faites en vue de déterminer cette loi.

Lilienthal a indiqué, en 1889 (2), que la résistance éprouvée par des ailes battantes peut être 20 fois plus considérable que la résistance éprouvée en mouvement uniforme. Ce fait, très important au point de vue du vol des oiseaux, a été constaté également dans une mesure moindre, par d'autres observateurs.

Goupil a décrit en 1904 (3) une expérience sur un sustentateur à ailes, de laquelle il conclut que la pression moyenne dans un mouvement alternatif en arc de cercle est plus grande que dans le mouvement uniforme et rectiligne.

---

(1) En réalité, un régime n'est parfaitement établi qu'au bout d'un temps infini.

(2) LILIENTHAL, *Der Vogelflug als Grundlage der Fliegekunst*.

(3) *Bull. technol. des Anciens Élèves Arts-et-Métiers*.

Riabouchinsky (1) décrit une expérience qu'il a faite sur un plan B se mouvant sur une tige, par un mouvement commandé par une bielle A B, le point A décrivant une circonférence uniforme (Fig. 32).

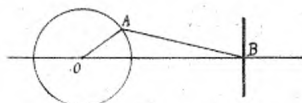


FIG. 32. — Expérience pour mesurer la résistance de l'air dans un mouvement alternatif.

Le plan B était pliant de façon à n'offrir de résistance que dans un sens. En calculant la loi du mouvement du plan B, en lui appliquant

la loi du carré de la vitesse et en intégrant, on obtenait un certain travail théorique. D'autre part, on pouvait mesurer le travail réellement dépensé sur l'arbre O ; de la comparaison de ces deux travaux, on déduisait le coefficient moyen de résistance de l'air applicable au mode de mouvement considéré ; on a trouvé que ce coefficient était 4,3 fois plus grand qu'en mouvement uniforme. Les expériences de ce genre sont très peu précises, et il convient d'attendre de nouveaux résultats avant de tirer des conclusions définitives.

Elles suffisent cependant à établir que la loi du carré des vitesses n'est applicable qu'en cas de vitesse sensiblement constante et qu'elle ne peut pas servir à étudier les problèmes où la vitesse est rapidement variable. Notamment, on n'a pas le droit de l'appliquer à l'étude du mouvement d'un corps pesant dans l'air en tenant compte de la résistance de l'air ; elle ne peut servir qu'à chercher quel est le régime qui tendra à s'établir.

---

(1) *Bull. de l'Inst. aérodyn. de Koutchino*, fascicule II, 1909.

### CHAPITRE III.

## LES LOIS DE LA RÉSISTANCE DE L'AIR (suite).

---

Loi des plans minces pour l'attaque oblique. — Fonction de l'angle d'incidence. — Influence de l'allongement. — Direction de la réaction. — L'auto-rotation. — Expression des composantes de la poussée.

---

### LOI DES PLANS MINCES POUR L'ATTAQUE OBLIQUE.

Lorsque le plan mince se déplace obliquement, en faisant avec la direction du mouvement un certain angle  $i$  appelé angle d'incidence ou angle d'attaque (1), il y a lieu d'examiner les deux dernières lois formulées par Newton, savoir :

1<sup>o</sup> *La résistance est normale au plan.* — Cette loi est seulement approchée ; nous l'admettons provisoirement comme première approximation ; nous y reviendrons ci-après.

2<sup>o</sup> *La résistance est proportionnelle au carré du sinus de l'angle d'incidence.* — Cette loi est complètement inexacte, et n'a aucun rapport même lointain avec la réalité.

Elle conduit à écrire la résistance sous la forme :

$$R = KSV^2 \sin^2 i.$$

### FONCTION DE L'ANGLE D'INCIDENCE.

D'une manière générale, si la résistance orthogonale est exprimée par la formule

$$R_{90^\circ} = KSV^2,$$

---

(1) Il ne faut pas confondre l'angle d'attaque avec l'angle d'incidence du bord d'attaque, lequel n'a pas d'intérêt en aviation. Dans le cas d'un plan il n'y a pas de confusion possible ; dans le cas d'une surface arquée nous définirons plus loin ce qu'on appelle l'angle d'attaque.

on peut mettre la résistance dans l'attaque oblique sous la forme :

$$R_i = KSV^2 f(i)$$

$f(i)$  étant une fonction de l'angle d'attaque  $i$ .

D'où :

$$\frac{R_i}{R_{90^\circ}} = f(i).$$

La fonction  $f(i)$  représente la variation de la résistance, lorsqu'on change l'inclinaison du plan. On admet, bien que ce ne soit pas certain, que  $f(i)$  n'est fonction que de  $i$  et ne dépend pas de  $S$  ni de  $V$ .

Nous commencerons par examiner ce qui se passe pour un plan carré ; nous verrons ensuite que la fonction  $f(i)$  n'est pas la même pour un plan allongé en forme de rectangle.

On a admis longtemps que la fonction  $f(i)$  était de la forme  $\sin^2 i$ . Faute d'expériences précises, on se contentait d'un raisonnement théorique dû à Newton.

Voici ce raisonnement, qui est très tentant et que la plupart des théoriciens ne manquent pas de faire quand ils commencent à aborder la question.

Soit un plan A (fig. 33) qui se déplace à la vitesse  $V$ , sous l'angle d'attaque  $i$ . Le mouvement peut être considéré comme étant la

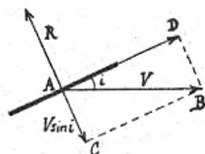


FIG. 33.  
Attaque oblique.

résultante de deux mouvements, l'un orthogonal de vitesse AC, l'autre tangentiel de vitesse AD. Le mouvement tangentiel AD ne produit « évidemment » aucune réaction normale, et peut être négligé ; tout se passe donc comme si le plan n'était animé que d'un mouvement orthogonal de vitesse

AC, auquel on applique la loi :

$$R = K. S. \overline{AC}^2$$

et, comme  $AC = V \sin i$  :

$$R = KSV^2 \sin^2 i.$$

Si cette loi était exacte, la sustentation oblique exigerait plus de travail que la sustentation orthogonale.

En effet, nous avons vu que la sustentation orthogonale exige, par unité de poids et par seconde, un travail  $\frac{T}{P}$  exprimé par  $V$ ,  $V$  étant la vitesse de refoulement nécessaire à la sustentation ; et, comme on a  $P = KSV^2$ , on tire :  $\frac{T}{P} = V = \sqrt{\frac{P}{KS}}$ .

Dans la sustentation oblique (fig. 34), le corps est soutenu par la composante verticale  $P$  de la réaction  $R$  ; le travail à effectuer consiste à vaincre la composante retardatrice  $F$ , et s'exprime par  $FV$ . On aurait, d'après la loi du sinus carré :

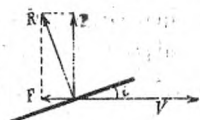


FIG. 34.  
Sustentation oblique.

$$R = KSV^2 \sin^2 i$$

$$P = R \cos i$$

$$F = R \sin i.$$

Le travail  $T$  par seconde serait :

$$T = FV$$

En éliminant  $R$ ,  $V$  et  $F$  on trouve facilement :

$$T^2 = \frac{P^3}{KS \cos^3 i}$$

Et pour le travail par unité de poids  $\frac{T}{P}$  :

$$\frac{T}{P} = \sqrt{\frac{P}{KS}} \frac{1}{\sqrt{\cos i}}$$

On voit que le travail est le produit de 2 termes, l'un égal au travail dans la sustentation orthogonale, l'autre qui contient un cosinus en dénominateur, et est par conséquent plus grand que l'unité. Le travail est toujours plus grand que le travail dans la sustentation orthogonale, mais il se rapproche indéfiniment de ce dernier quand  $\cos i$  tend vers 1, c'est-à-dire quand l'angle d'attaque devient infiniment petit.

Mais il faut en outre considérer que la translation de plus en plus rapide nécessite un travail de pénétration qui va en croissant quand l'angle d'attaque diminue.



En résumé, la sustentation oblique serait donc désavantageuse. Or, ce résultat est contredit par les faits ; les oiseaux dépensent visiblement moins de travail quand ils ont acquis une certaine vitesse que pendant l'essor ; les planeurs sans moteur ont une vitesse verticale de chute beaucoup moins grande lorsqu'ils sont animés d'une vitesse de translation que lorsqu'ils tombent verticalement.

Le raisonnement qui aboutit à la loi du sinus carré est faux, en ce qu'il ne tient pas compte du mode d'écoulement de l'air ; ce n'est pas précisément la décomposition de la vitesse qui est illégitime, c'est le fait de négliger la composante tangentielle et de croire qu'elle n'influe pas sur le phénomène. Elle change au contraire du tout au tout le mode d'écoulement de l'air. Il y a longtemps que Maxim a remarqué que si on considère un plan placé dans un courant d'air orthogonal, et si on le déplace dans son plan, la pression augmente.

Wenham (1) a constaté le même phénomène pour une plaque plongée dans un courant d'eau.

Athanase Dupré (2) et Paul la Cour (3) ont eux aussi remarqué cette particularité.

Riabouchinsky (4) a fait des expériences qui mettent le phénomène en évidence. Il a pris un double secteur plat découpé dans un disque (qu'on se figure une hélice à deux branches dont le pas serait nul), et pouvant tourner autour de son axe.

Il a mesuré la résistance éprouvée par ce secteur dans un courant d'air parallèle à l'axe, d'abord quand le secteur était au repos, ensuite en le faisant tourner dans son propre plan, autour de son axe, ce qui ne changeait pas la composante normale de la vitesse relative. Il a trouvé que la pression croissait très rapidement avec la rotation du secteur, et qu'elle finissait par se rapprocher beaucoup de la pression qui s'exercerait sur un disque plein.

L'angle au centre du secteur était de  $18^{\circ}$ , la surface des deux ailes

---

(1) Wenham, *on aerial locomotion*, Aeronautical Society, 1866.

(2) Athanase Dupré, *Théorie mécanique de la chaleur*, 1869.

(3) Poul la Cour, *Försög med småa Möllenmodeller*, Ingeniören, 1897.

(4) *Bull. Institut aérodyn. de Koutchino*, fasc. I, 1906.

était donc  $1/10$  du cercle total. Le diamètre était  $0^m,30$ . Voici les résultats obtenus dans un courant d'air de  $3^m$  par seconde, pour différentes vitesses de rotation du secteur, ainsi que pour le secteur en repos.

NOMBRE DE TOURS du secteur PAR SECONDE	PRESSIION	RAPPORT DE LA PRESSIION avec celle du secteur au repos
0,0	0,0062	1
3,0	0,0085	1,37
3,4	0,0094	1,52
3,5	0,0096	1,55
4,1	0,0110	1,77
4,2	0,0113	1,82
4,3	0,0114	1,84
4,7	0,0133	2,15
5,0	0,0135	2,20
5,1	0,0140	2,26
5,1	0,0144	2,32
5,2	0,0144	2,32
5,3	0,0155	2,5
5,4	0,0155	2,5
6,6	0,0213	3,4
7,4	0,0253	4,1
8,6	0,0266	4,3
9,6	0,0317	5,1
9,9	0,0325	5,2
12,6	0,0380	6,1
14,3	0,0432	6,9
15,2	0,0431	7,0
18,9	0,0470	7,6
20,0	0,0452	7,3
21,3	0,0486	7,8
22,7	0,0497	8,0
24,4	0,0508	8,2
25,8	0,0528	8,5
29,9	0,0539	8,7
31,4	0,0542	8,8
38,9	0,0604	9,8

Si on représente ces résultats par une courbe, on trouve que la courbe paraît tendre vers la valeur qui représente la pression sur le disque plein (fig 35).

Ainsi la pression devient dix fois plus forte que sur le secteur au repos par le fait de son déplacement tangentiel.

En prenant des secteurs d'angle plus grand ou plus petit, on tend

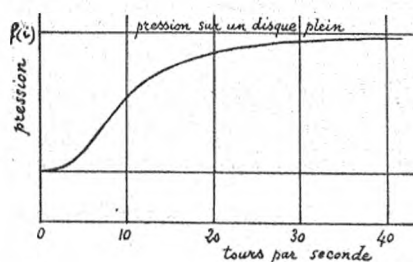


FIG. 35. — Pression sur un secteur en rotation.

toujours vers la pression du disque plein, de sorte qu'avec de petits secteurs, l'augmentation de pression est relativement encore plus grande (avec un secteur de  $44^{\circ} \frac{1}{4}$  la pression s'est accrue dans le rapport de 4 à 13).

L'inexactitude de la loi du sinus carré étant reconnue, on a cherché à lui substituer d'autres formes de la loi, et tout d'abord la loi du sinus simple :

$$f(i) = \sin i.$$

D'où :

$$R_i = KSV^2 \sin i.$$

Sans être exacte, cette loi, proposée par Von Lössl (1), commence à se rapprocher de la réalité.

Si on cherche, en partant de cette loi, le travail nécessaire à la sustentation oblique, on a (voir fig. 34) :

$$R = KSV^2 \sin i$$

$$P = R \cos i$$

$$F = R \sin i$$

$$T = F V.$$

Eliminant R, V et F, on trouve :

$$\frac{T}{P} = \sqrt{\frac{P}{KS}} \frac{\sqrt{\sin i}}{\sqrt[3]{\cos i}}$$

(1) Von Lössl, *Die Luftwiderstandsgesetz*, Vienne, 1876.

Le travail unitaire est le produit de deux termes dont l'un est toujours égal au travail dans l'attaque orthogonale, mais dont l'autre tend vers zéro avec  $i$ ; de sorte que le travail tend vers zéro quand l'angle d'attaque diminue, c'est-à-dire quand la vitesse augmente, fait conforme à l'expérience.

Et s'il n'y avait pas à vaincre la résistance de pénétration qui croît avec la vitesse, on pourrait dire qu'en augmentant la vitesse on peut rendre le travail de sustentation aussi petit qu'on veut.

On peut, par un raisonnement simple, légitimer l'emploi d'une formule telle que :

$$f(i) = \text{Sin } i$$

au moins pour les très petits angles, et sous réserve de choisir convenablement le coefficient  $K$  à introduire ensuite dans la formule de la résistance.

En effet, la fonction  $f(i)$ , qui s'annule pour  $i = 0$ , peut toujours se développer en série suivant les puissances entières de  $i$  ou d'une fonction quelconque de  $i$  s'annulant pour  $i = 0$ , le sinus, par exemple. On peut donc écrire :

$$f(i) = a \text{ Sin } i + b \text{ Sin}^2 i + c \text{ Sin}^3 i + \dots$$

et pour les petits angles, les termes autres que le premier devenant négligeables, il reste :

$$f(i) = a \text{ Sin } i$$

d'où pour la formule de la résistance :

$$R = Ka SV^2 \text{ Sin } i.$$

C'est bien la loi du sinus; mais le coefficient  $K$  est devenu un autre coefficient  $Ka$  différent de  $K$ , et qui ne serait le même que si  $a$  était égal à 1, ce qui serait un effet du hasard. Telle est la raison pour

laquelle la loi du sinus, qu'on applique souvent en pratique, pour les petits angles, à cause de sa simplicité, a brouillé les idées de beaucoup de personnes sur le coefficient  $K$ , et leur a fait croire que la valeur de ce coefficient était tantôt 0,07, tantôt dix fois plus; c'est parce qu'elles négligeaient d'introduire dans la formule du sinus un coefficient  $\alpha$  qu'elles supposaient a priori être égal à l'unité. Cette hypothèse venait du désir d'étendre la loi du sinus à tous les angles jusqu'à  $90^\circ$ ; et en effet, pour qu'elle soit exacte pour  $i = 90^\circ$ , il faut qu'on ait  $\alpha = 1$ .

Mais cette extension ne doit pas être faite, la loi du sinus étant spéciale aux petits angles.

On peut remarquer, en passant, que la loi du sinus carré serait une anomalie, en ce qu'elle exigerait que, dans le développement en série, le premier terme en  $\sin i$  disparaisse,  $\alpha$  se trouvant égal à zéro.

Pourtant, dans la formule de la résistance, la fonction de la vitesse, qui est  $V^2$ , suppose bien aussi que l'on néglige le terme en  $V$ ; mais ce n'est légitime que parce que nous ne considérons pas les très petites vitesses. Pour les vitesses de quelques centimètres par seconde, ainsi que nous l'avons dit, ce terme en  $V$  n'est pas négligeable et devient, au contraire, prépondérant.

On peut aussi, en développant  $f(i)$  en série suivant les puissances de  $i$ :

$$f(i) = ai + bi^2 + ci^3 + \dots$$

aboutir pour les petits angles à la loi:  $R_i = KS V^2 i$ .

Cette dernière loi est fréquemment employée en aviation, toujours à cause de sa simplicité; elle peut d'ailleurs se déduire de la loi du sinus en remarquant que, pour les petits angles, l'angle diffère très peu de son sinus, et que les deux formules sont pratiquement équivalentes jusqu'aux angles voisins de  $45^\circ$  degrés, c'est-à-dire pour les angles utilisés en aviation.

La loi du sinus n'est qu'une approximation valable pour les petits angles. On a cherché à établir une formule plus générale.

Le colonel Duchemin a donné, en 1842 (1), la formule suivante :

$$f(i) = \frac{2 \sin i}{1 + \sin^2 i}$$

qui, pour les petits angles, se réduit à  $2 \sin i$ .

On a généralement attaché à cette formule une importance qu'elle est loin d'avoir. Elle n'est pas basée sur des expériences, mais sur un raisonnement théorique plus que discutable pour les grands angles et certainement faux pour les petits angles ; de plus, l'auteur n'a fait aucune hypothèse sur la forme de sa surface, et n'a pas dit si c'était un carré, un rectangle ou toute autre figure. Il a ensuite soumis sa formule au contrôle de l'expérience et il déclare lui-même ceci : « Cette valeur est conforme à l'expérience depuis  $i = 90^\circ$  jusqu'à  $i = 45^\circ$ , mais elle en diffère sensiblement, tantôt en plus, tantôt en moins, pour des angles d'incidence fort aigus. »

Duchemin, dans son ouvrage, constate que ni ses expériences, ni celles de Vince, de Bossut et de Langsdorff, qu'il rappelle, ne corroborent sa formule (2). Pour l'angle de  $10^\circ$ , l'écart est du simple au triple, et aucune vérification n'est mentionnée pour des angles inférieurs à  $10^\circ$  ; double raison pour ne pas appliquer la formule aux petits angles, ce qui serait une extrapolation. Les expériences plus récentes de Langley ont également abouti à des divergences notables avec la loi de Duchemin. La formule de Duchemin n'a probablement été prise en considération que parce que personne n'en proposait d'autre ; elle doit être absolument proscrite dans tous les calculs relatifs à l'aviation.

(1) Duchemin, *Recherches expérimentales sur les lois de la résistance des fluides*.

(2) A titre de curiosité, mentionnons que, pour rendre sa formule conforme aux expériences, Duchemin avait imaginé de lui appliquer un terme correctif et de l'écrire :

$$f(i) = \frac{2 \sin i}{1 + \sin^2 i} \left( 1 - \frac{\sin i \cos i}{6,48} + \frac{\cos^2 i}{3,52} \right)$$

Le colonel Renard (1), par la discussion des anciennes expériences de Vince, Hutton et Thibault, a été conduit à la formule :

$$f(i) = \sin i [a - (a - 1) \sin^2 i]$$

$a$  étant un nombre plus grand que 1 et probablement égal à 2 ; dans ce dernier cas, la formule devient :

$$f(i) = \sin i [2 - \sin^2 i].$$

Beaucoup d'autres formules ont été proposées. Lord Rayleigh (2) a donné la suivante :

$$f(i) = \frac{2\pi \sin i}{4 + \pi \sin i}$$

qui, *a priori*, ne peut convenir puisque pour  $i = 90^\circ$  le second membre diffère de l'unité. Pour satisfaire à cette condition, Gerlach prit :

$$f(i) = \frac{(4 + \pi) \sin i}{4 + \pi \sin i}$$

formule qu'on emploie fréquemment en Angleterre et en Allemagne.

Dans les cours de l'Ecole d'application du Génie maritime, on a longtemps adopté la formule donnée par Joëssel, ingénieur de la marine, à la suite d'expériences faites dans la Loire à Indret :

$$f(i) = \frac{\sin i}{0,39 + 0,61 \sin i}$$

Indiquons encore les formules suivantes :

De Louvrié (3) :

$$\frac{2(1 + \cos i) \sin i}{1 + \cos i + \sin i}$$

(1) Colonel Renard, *Revue de l'Aéronautique*, janv. 1889.

(2) Lord Rayleigh, *On the resistance of fluids*, Philos. mag. 1878.

(3) De Louvrié, *Revue de l'Aéronautique*, 1890.

Goupil :  $2 \sin i - \sin^2 i$

Hutton :  $\sin i (1,34 \cos i - 1)$

Dorhardt et Thiesen :  $\frac{2 \sin i}{1 + \sin i} \left( 1 - \frac{0,62 \sin i}{1 + \sin i} \right)$

Weissbach :  $\sin^4 i$

Aucune de ces formules ne donne d'ailleurs satisfaction.

Les expériences les plus récentes et les plus précises, celles de Wright, Riabouchinsky, Eiffel et Rateau, ont mis en lumière un fait remarquable qui n'avait pas frappé les observateurs précédents, lesquels, s'ils l'avaient remarqué, l'avaient attribué à des erreurs d'expérience.

La courbe représentative de la fonction  $f(i)$ , partant de 0 pour  $i = 0$ , passe par un maximum voisin de 4 aux environs de  $30^\circ$ , puis redescend nettement aux environs de  $40^\circ$ , pour remonter ensuite à la valeur 1 pour  $90^\circ$ . Ce fait paraît avoir été établi pour la première fois par les frères Wright en 1901 ; M. Eiffel en 1907 (1), puis M. Riabouchinsky en 1909 (2) l'ont également constaté ; ne voulant pas, sans doute, considérer la chose comme certaine, ils ont simplement admis que la fonction de  $i$  reste, pour les grands angles, très voisine de l'unité.

M. Eiffel a proposé de la représenter, pour  $i < 30^\circ$ , par :

$$f(i) = \frac{i}{30}$$

(fonction qui devient égale à l'unité pour  $i = 30^\circ$ ) ; puis, entre  $30^\circ$  et  $90^\circ$ , par :

$$f(i) = 1$$

(1) Eiffel, *Recherches expérimentales sur la résistance de l'air*, 1907.

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



M. Riabouchinsky a proposé, dans le même esprit, pour  $i < 45^{\circ}$ :

$$f(i) = \sin 2i$$

puis, entre  $45^{\circ}$  et  $90^{\circ}$ :

$$f(i) = 1$$

Ces diverses formules sont résumées dans le tableau ci-contre (fig. 36). On voit qu'aucune ne rend bien compte de la réalité.

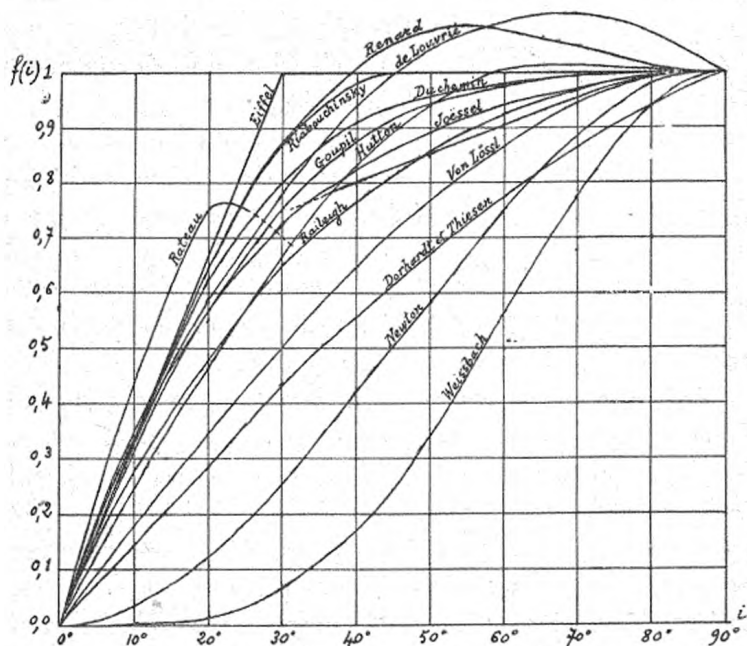


FIG. 36. — Diverses lois proposées pour la fonction de l'angle d'incidence.

C'est M. Rateau qui, en 1909 (1), grâce à sa méthode d'expérimentation plus précise que celle de ses devanciers, a indiqué la véritable allure du phénomène. Il a opéré sur un plaque plane de

(1) Rateau, *Aérophile*, 1<sup>er</sup> août 1909, et *Comptes-Rendus de l'Académie des Sciences*, 26 juillet 1909.

300 × 500 (donc pas tout à fait carrée ; le bord d'attaque était un des grands côtés. Les résultats numériques ne sont donc pas absolument applicables à un plan carré, mais le sens du phénomène reste).

Pour les petits angles, jusqu'à 15° ou 20°, la pression est proportionnelle à l'angle d'incidence, ou, ce qui est à peu près la même chose, à son sinus.

A partir de l'angle de 20°, la courbe ne monte plus aussi rapidement, elle arrive même à redescendre (fig. 37).

Dans le voisinage de 30°, la courbe s'interrompt pour reprendre plus loin, à partir de 36°, avec une allure régulière, mais fort différente de la précédente

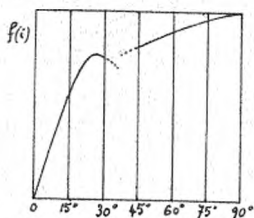


FIG. 37. — Fonction de l'angle d'incidence d'après M. Rateau.

Entre 29 et 36°, l'on peut trouver des points différant d'une expérience à l'autre, et l'on constate que le cadre supportant la plaque sautillante, ce qui indique bien qu'il ne s'établit pas de régime stable ; le mode d'écoulement

se transforme continuellement suivant l'un ou l'autre régime.

Ainsi, la courbe se subdivise en deux tronçons complètement distincts l'un de l'autre. Le premier, relatif aux petits angles, correspond vraisemblablement à un régime d'écoulement dans lequel les filets vont tous dans le même sens (c'est le seul régime intéressant pour l'aviation), tandis que le deuxième, relatif aux grands angles, correspond à un régime très différent du premier ; dans ce régime, analogue à ce qui a lieu lorsque la plaque est exactement normale à la direction générale du courant, il y a rebroussement d'une certaine quantité de filets d'air au bord antérieur de la plaque. Dans la région avoisinant la jonction des deux courbes, les régimes sont instables, ils se transforment facilement l'un dans l'autre.

« Ces résultats, dit M. Rateau, montrent que la continuité que, jusqu'à présent, on a supposée dans ces phénomènes, pour des inclinaisons croissantes de 0 à 90°, est complètement erronée ».

Il n'y a donc pas lieu de chercher à représenter le phénomène par

une formule unique valable de 0 à 90°; Eiffel et Riabouchinsky, qui ont proposé deux formules différentes, étaient dans la bonne voie. « Le principal défaut de notre formule, écrit Riabouchinsky, est qu'elle n'est pas continue. » Ce n'est pas un défaut, au contraire, c'est une preuve de clairvoyance.

Du reste, rien ne prouve qu'on puisse arriver à représenter convenablement le phénomène par des formules simples, même en employant deux formules.

### INFLUENCE DE L'ALLONGEMENT

Dans l'attaque orthogonale, la résistance d'un rectangle diffère relativement peu de celle d'un plan carré; il n'en est pas de même dans le cas de l'attaque oblique, où la différence est très importante. La résistance éprouvée par un rectangle se présentant par le grand côté (tel que les ailes des oiseaux dont l'envergure est très grande par rapport à la largeur), est notablement augmentée, surtout aux faibles incidences; l'augmentation peut aller jusqu'à 2 fois et demie.

L'avantage d'une grande envergure est donc considérable.

Par contre, si le rectangle se présente par le petit côté, la résistance est diminuée de plus d'un tiers.

Ce fait s'explique, si on considère le mode d'écoulement de l'air, dont une partie plus ou moins grande s'écoule par les côtés.

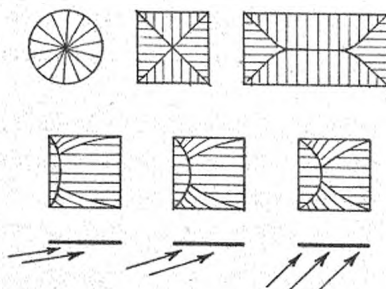


FIG. 38. — Mode d'écoulement des filets fluides, d'après Duchemin.

Duchemin a indiqué dans quel sens les filets d'eau s'écoulent à la rencontre d'une surface plane (fig. 38); pour l'air, le phénomène est analogue.

Dans l'attaque orthogonale, sur un cercle, l'écoulement est radial, ce qui est évident par raison de symétrie. Sur un

carré ou un rectangle, l'écoulement est perpendiculaire aux côtés, et les lignes de séparation se rapprochent des diagonales.

Dans l'attaque oblique, il y a une zone de rebroussement limitée par une ligne de séparation courbe; sur les côtés, l'air s'écoule obliquement suivant le trajet de moindre résistance.

On conçoit que, sur un rectangle allongé perpendiculairement au mouvement, ces zones d'écoulement latéral ont relativement moins d'importance, et que la pression moyenne doit augmenter.

M. Tatin a proposé de représenter l'influence de l'allongement par la formule  $\sqrt{\frac{l}{h}}$ ,  $l$  et  $h$  étant les deux côtés du rectangle, et  $l$  le

côté perpendiculaire au mouvement. Cette formule n'est pas acceptable, d'abord parce que la fonction augmenterait indéfiniment avec  $l$ , ce qui n'est pas conforme à la réalité, et ensuite parce qu'elle ne dépend pas de l'angle d'attaque, alors qu'il est constaté que l'influence de l'allongement est d'autant plus grande que l'angle d'attaque est plus petit.

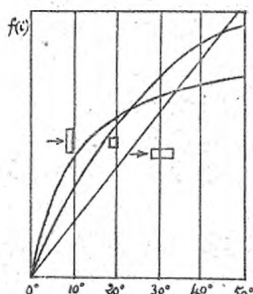


FIG. 39. — Influence de l'allongement d'après Langley.

Langley a fait des expériences sur trois plans de même superficie : un carré de  $305 \times 305$  m/m, un rectangle de  $152 \times 610$  attaquant l'air par le petit côté, et un rectangle de  $122 \times 762$  attaquant l'air par le grand côté. Les courbes ci-contre (fig. 39) représentent la résistance

éprouvée aux différents angles d'attaque.

M. Soreau a indiqué une formule générale destinée à rendre compte des résultats trouvés par Langley. Si on appelle  $m$  un terme qui caractérise l'allongement et qui est exprimé par :

$$m = \frac{l - h}{l + h},$$

on remarque que  $m = 0$  pour un plan carré,  $m = +1$  pour un rectangle indéfiniment allongé dans le sens perpendiculaire au mouvement, et  $m = -1$  pour un rectangle indéfiniment allongé dans le sens du mouvement.

La fonction de l'angle d'incidence  $i$  et de l'allongement  $m$  est exprimée par M. Soreau sous la forme suivante :

$$f(m, i) = \sin i \left[ 1 + \frac{1 - m \operatorname{tg} i}{(1 + m)^2} + \frac{2m}{1 + m} \operatorname{tg} i + 2 \operatorname{tg}^2 i \right]$$

Cette formule se réduit à celle de Duchemin pour  $m = 0$ , c'est-à-dire dans le cas du plan carré. Pour un plan très allongé, dans le sens du mouvement, elle se réduit à :

$$f(i) = \sin i$$

Pour un plan très allongé dans le sens perpendiculaire au mouvement, cas qui intéresse particulièrement l'aviation, elle devient :

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

L'influence de l'allongement s'atténue progressivement lorsque l'angle d'attaque augmente, pour disparaître tout à fait dans l'attaque orthogonale, pour laquelle la fonction est égale à 1, quelque soit  $m$ .

Aux faibles angles d'attaque, on peut donner à la formule la forme approchée suivante :

$$f(m, i) = \sin i [1 + (1 + m)^2]$$

Le coefficient de  $\sin i$  varie alors de 1 (plans très allongés dans le sens du mouvement) à 5 (plans très allongés dans le sens perpendiculaire au mouvement) en passant par 2 pour le plan carré. En particulier, pour le cas qui intéresse particulièrement l'aviation, et pour un rectangle très allongé, on obtient :

$$f(i) = 5 \sin i$$

M. Soreau, dans son Mémoire intitulé : *Etat actuel et Avenir de l'Aviation* (1909), a donné dans un tableau les valeurs du coefficient

de  $\sin i$  pour divers allongements et pour divers angles d'attaque. Nous en extrayons ci-dessous quelques chiffres, indiquant le sens général de la loi.

$i$	$\frac{l}{h} = 1$ (carré) $m = 0$	1,22	1,5	1,86	2,33	3	4	5,66	9	19	$\infty$
		0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1
0°	2	2,21	2,44	2,70	2,96	3,25	3,56	3,89	4,24	4,56	5
2°	2	2,20	2,40	2,62	2,85	3,09	3,34	3,57	3,84	4,10	4,36
4°	1,99	2,17	2,36	2,54	2,74	2,93	3,12	3,30	3,47	3,65	3,82
6°	1,98	2,14	2,30	2,46	2,62	2,77	2,91	3,06	3,16	3,27	3,37
8°	1,96	2,10	2,24	2,37	2,50	2,61	2,71	2,80	2,88	2,94	3
10°	1,94	2,07	2,19	2,29	2,38	2,46	2,53	2,59	2,63	2,67	2,69
12°	1,92	2,03	2,13	2,21	2,27	2,32	2,36	2,40	2,42	2,42	2,42

Coefficient d'influence de l'allongement.

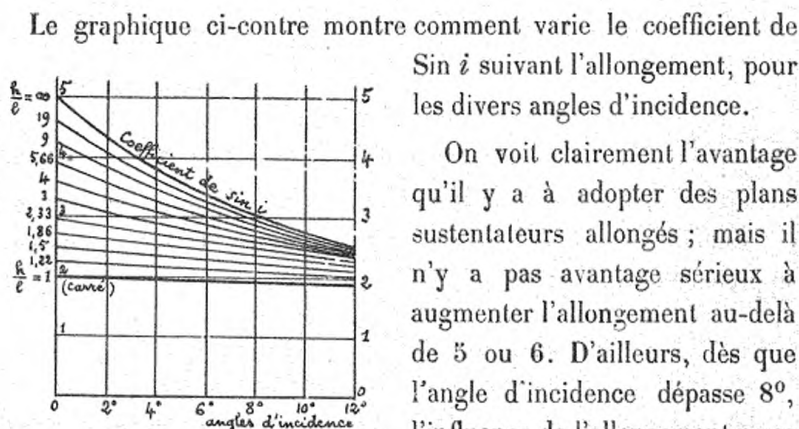


Fig. 40. — Coefficient d'influence de l'allongement.

### DIRECTION DE LA RÉACTION

Nous avons dit que la loi de Newton, énonçant que la réaction de l'air est normale au plan, n'était qu'approchée.

Il est vraisemblable que cette loi serait rigoureuse s'il n'y avait pas

de frottements. En effet, sans frottements on ne peut pas concevoir de pressions autres que des pressions normales. Supposons une pression  $AD$  sur un plan  $P$  (fig. 41). Si elle n'est pas normale, elle peut se décomposer en une pression normale  $AB$  et une force tangentielle  $AC$ .

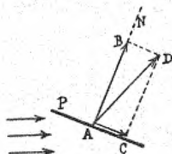


FIG. 41. — Réaction de l'air dans l'attaque oblique.

Cette dernière ne pourrait agir sur la surface  $P$ , puisque nous supposons le frottement nul ; elle n'agira donc que sur la masse des molécules d'air, et aura pour effet de modifier leur vitesse. L'action sur le plan se bornera à la seule composante normale  $AB$ . Mais les frottements existent ; à la pression normale  $AB$  va donc s'adjoindre une composante tangentielle  $AC$  plus ou moins grande, et dirigée dans le sens de l'écoulement de l'air. De sorte que la pression sera en définitive  $AD$ , résultante de  $AB$  et  $AC$ , légèrement oblique et située, semble-t-il, en arrière de la normale  $AN$ .

C'est ce qui a eu lieu, en effet, pour les petits angles d'attaque.

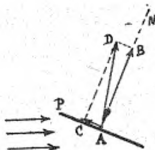


FIG. 42. — Réaction en avant de la normale.

Mais pour les grands angles d'attaque, il se passe exactement le contraire : la réaction  $AD$  est dirigée en avant de la normale  $AN$ , ce qui montre l'existence d'une composante  $AC$  dirigée en sens contraire du courant d'air.

Ce résultat, absolument paradoxal au premier abord, a été mis en évidence par les expériences faites à l'Institut de Koutchino, à propos des phénomènes dits *d'auto-rotation*.

*L'auto-rotation.* — L'auto-rotation a été découverte par Patrick Alexander, qui, au IV<sup>e</sup> Congrès international d'Aérostation scientifique à Saint-Petersbourg, a montré l'expérience suivante : une planchette taillée en forme de demi-cylindre peut tourner librement autour d'un axe passant par son milieu. Il y a donc symétrie complète autour de cet axe. Lorsqu'on expose perpendiculairement au vent le côté plat de la planchette, elle reste donc immobile. Mais si on lui

imprime un mouvement de rotation, elle continue indéfiniment à tourner. Un phénomène analogue a été observé par Poul La Cour en

1897, sur un moulinet à ailes concaves mais symétriques exposées au vent sans inclinaison.

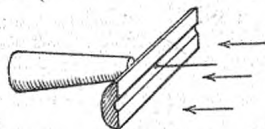


FIG. 43. — Expérience de Patrick Alexander.

M. Riabouchinsky a décrit (1) les expériences systématiques qu'il a entreprises en vue de déterminer les lois du phénomène. Il a constaté que des plaques minces planes sont soumises au même phénomène qu'il a

appelé *l'auto-rotation*. Ses expériences, faites dans le tube de 1<sup>m</sup>20 de diamètre, ont porté sur des doubles secteurs, d'angle variable, découpés dans un cercle de 30 cm. de diamètre. On mesurait la vitesse de rotation prise par la plaque et la pression subie, ainsi que la vitesse du courant d'air. Pour éliminer les erreurs systématiques pouvant provenir d'une dissymétrie du modèle, on faisait sur chaque secteur quatre expériences, deux en tournant dans un sens, et deux dans l'autre sens. •

Les résultats de ces expériences sont résumés dans les lois suivantes :

### *Lois de l'Auto-Rotation*

1. Un secteur plan tournant librement autour d'un axe perpendiculaire à son plan, et frappé par un courant aérien parallèle à l'axe, continue à tourner lorsqu'il a reçu une impulsion initiale.

2. Un disque plein ne tourne pas.

3. Les vitesses de rotation sont proportionnelles à la vitesse du courant aérien.

4. La pression subie par le secteur en mouvement est plus grande qu'au repos.

---

(1) Bull. de l'Institut de Koutchino, fasc. 1, 1906.



5. La pression sur le secteur animé d'un mouvement d'auto-rotation est proportionnelle au carré de la vitesse du courant.

6. Les coefficients de rotation et de résistance passent par un maximum lorsque la somme des angles au centre du secteur est de  $45^{\circ}$  (deux secteurs de  $22^{\circ} 1/2$ ).

La vitesse de rotation de la plaque étant proportionnelle à la vitesse du courant aérien, il en est de même pour la vitesse périphérique. Mais celle-ci peut dépasser de beaucoup la vitesse du courant aérien ; pour les secteurs de  $22^{\circ} 1/2$ , la vitesse périphérique a été égale à celle du courant multipliée par 2,8.

En expérimentant avec des secteurs de même angle mais de diamètres différents, on a constaté que les vitesses périphériques sont sensiblement constantes si la vitesse du courant d'air est la même.

Ainsi qu'il est naturel de s'y attendre, l'auto-rotation est d'autant plus énergique que les plaques expérimentées sont plus minces, la réaction sur la tranche de la plaque étant nuisible au phénomène.

Les expériences faites dans un courant d'eau ont révélé des lois analogues.

Puisqu'il existe une force qui entretient la rotation des secteurs, il est certain qu'une certaine masse d'air doit être refoulée dans une direction opposée à la rotation des branches du tourniquet. Effectivement,

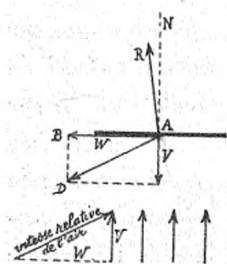


FIG. 44. — Réaction de l'air dans l'auto-rotation.

ment, si on place derrière le secteur un moulinet portant des ailes placées dans des plans contenant l'axe, ce moulinet se met à tourner en sens inverse du secteur.

L'intérêt des phénomènes d'auto-rotation est qu'ils sont une démonstration directe et irréfutable de ce fait, que la réaction est dirigée en avant de la normale, au moins pour certains angles d'attaque. En effet, considérons la plaque A placée dans un courant d'air de vitesse  $V$ , et se mouvant à la vitesse  $AB = W$  par auto-rotation (fig. 44). La vitesse relative de la plaque par rapport à

l'air sera AD ; autrement dit, la plaque peut être considérée comme frappée par un courant d'air oblique ayant pour vitesse DA. La plaque continuant son mouvement dans le sens AB, il en résulte que la réaction AR de l'air sur la plaque doit nécessairement être inclinée du même côté que AB par rapport à la normale AN.



FIG. 45. — Ecoulement de l'air aux faibles incidences.

Le phénomène s'explique si on examine de près le mode d'écoulement de l'air. Nous avons vu que pour les petits angles l'écoulement de l'air se fait entièrement dans le sens qui donne la moindre déviation (fig. 45).

Effectivement, pour les petits angles, jusqu'à  $10^\circ$  environ, la réaction est en arrière de la normale.

Mais pour les angles plus grands, l'air se partage en deux parties, dont l'une rebrousse chemin pour passer en avant du bord d'attaque.

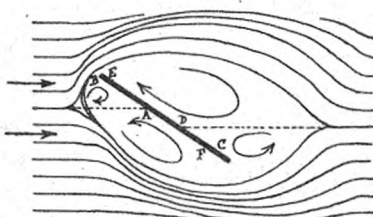


FIG. 46. — Ecoulement de l'air aux incidences plus grandes.

Il se crée à l'avant une proue d'air, et à l'arrière une poupe d'air, agitées de tourbillons, ainsi qu'il est représenté ci-contre (fig. 46).

On remarque que, sur les parties EB et AF de la face antérieure, et sur la partie DB de la face

postérieure, l'air au contact de la plaque circule en sens inverse de ce qu'on supposerait a priori ; d'autre part, on sait que les dépressions de la face postérieure constituent la part la plus importante de la réaction de l'air, et on remarque que la partie DB sur laquelle règne le contre-courant constitue la majeure partie de la face postérieure. On conçoit donc que, dans l'ensemble des réactions, ce soit cette dernière qui l'emporte, et que la résultante de toutes les forces de frottement soit dirigée dans le sens DE.

# EXPRESSION DES COMPOSANTES DE LA POUSSEE POUR UNE SURFACE PLANE.

Nous supposons l'angle d'attaque  $i$  très petit, et nous allons chercher à exprimer par des formules aussi rapprochées que possible les composantes  $H$  et  $F$  de la poussée prises normalement et parallèlement à la trajectoire. Nous avons vu que la réaction  $R$  s'exprime par :

$$R = K S V^2 i$$

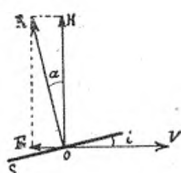


FIG. 47. — Composantes de la poussée.

Si la réaction était exactement normale au plan,  $i$  étant très petit, on pourrait écrire en assimilant le sinus à l'angle et le cosinus à l'unité :

$$H = K S V^2 i$$

$$F = K S V^2 i^2$$

Mais cette perpendicularité n'est pas rigoureuse. Tout d'abord, pour  $i = 0$ ,  $F$  n'est pas nul, tant à cause des frottements qu'à cause du choc de l'air sur le bord antérieur. Il en résulte une résistance sensiblement proportionnelle au carré de la vitesse, ainsi que l'ont montré les expériences de W. Froude en 1872 (1).

Si l'on admet que ce terme ne se modifie pas sensiblement lorsque l'angle d'attaque reste petit, on est amené à écrire :

$$F = K S V^2 i^2 + K S V^2 b$$

Cette expression n'est pas encore suffisamment exacte, car elle n'exprime pas que la réaction puisse venir en avant de la normale.

Cette propriété, si on fait abstraction du terme correctif  $K S V^2 b$ , se

(1) Rapports présentés aux Lords commissaires de l'Amirauté, voir le *Mémorial du Génie maritime*, 1875.

traduit par ce fait que l'angle  $\alpha$  de la réaction avec la perpendiculaire à la trajectoire est plus petit que  $i$ .

Posons :

$$a = r i$$

$r$  étant un coefficient constant, plus petit que 1. La projection de OR sur la direction du mouvement est alors :

$$F = K S V^2 a i = K S V^2 r i^2$$

Et, en ajoutant le terme correctif  $K S V^2 b$  :

$$F = K S V^2 r i^2 + K S V^2 b$$

Finalement, nous obtenons pour les deux composantes les expressions suivantes :

$$\begin{aligned} H &= K S V^2 i \\ F &= K S V^2 (r i^2 + b) \end{aligned} \quad (1)$$

Ces formules, proposées par M. Soreau, constituent un progrès notable sur celles qu'on employait précédemment, grâce à l'introduction du coefficient  $r$ .

L'étude des expériences de M. Riabouchinsky, qui a mesuré les composantes degré par degré, amènent pour  $r$  à la valeur 0,8.

Toutefois, ces formules ne serrent pas encore la réalité d'une façon assez exacte pour pouvoir être définitivement adoptées ; nous indiquerons plus loin les nouvelles formules que nous proposons.

## CHAPITRE IV.

### LES LOIS DE LA RÉSISTANCE DE L'AIR (*suite*).

---

Les surfaces arquées. — Composantes de la poussée. — Formules générales. — Le profil optimum. — Répartition des pressions. — Position de la poussée. — Résumé.

---

Considérons un plan sustentateur  $S$  (fig. 47) qui se meut obliquement à la vitesse  $V$ . Il reçoit une réaction  $R$ . Le poids  $P$  porté est égal à  $H$  composante verticale de  $R$ . Quant à la puissance motrice nécessaire, elle est égale au produit de la projection  $F$  de la réaction sur la direction du mouvement, par la vitesse  $V$ . C'est donc  $FV$ .

La puissance  $T$  nécessaire par unité de poids est donc :

$$\frac{T}{P} = \frac{F V}{H}$$

On voit qu'elle est d'autant plus petite que le rapport  $\frac{F}{H}$  est plus petit, et que  $V$  est plus petit. Remarquons qu'il ne faut pas seulement chercher à rendre le rapport des deux composantes  $\frac{F}{H}$  le plus petit possible, ce n'est qu'une partie de la question ; il faut en même temps que la réaction totale, pour une vitesse donnée, soit grande, car la formule de la puissance  $T$  contient  $V$  au numérateur ; et il y a intérêt, pour diminuer le travail, à ce que la réaction suffisante soit obtenue pour la plus faible vitesse possible.

On a remarqué que si, au lieu de plans, on emploie des surfaces

arquées, dont le profil a une certaine courbure, on obtient une diminution du travail nécessaire.

C'est Lilienthal (4) qui, le premier, a fait des expériences systématiques pour déterminer les meilleures formes à adopter.

Vues en plan, les surfaces qu'il expérimentait avaient une forme

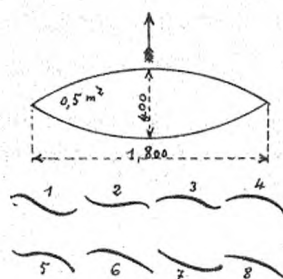


FIG. 48. — Surfaces expérimentées par Lilienthal.

allongée, terminée par deux pointes, représentée ci-contre (fig. 48) ; l'allongement était de 4,5, et la superficie de 1/2 mètre carré.

Des essais sommaires ont d'abord été faits en adoptant des courbures diverses représentées sur la fig. 48 ; la courbure représente le profil de la surface pris dans le plan de symétrie qui contient la direction du mouvement.

Lilienthal s'est finalement arrêté au dernier profil (n° 8), simple courbure régulière, en arc de cercle. Les concavités essayées ont été égales successivement à  $1/40$ ,  $1/25$  et  $1/12$ , ce rapport étant celui de la flèche maximum à la corde de l'arc.

Les surfaces étaient soit en tôle mince, soit en papier huilé, tendu

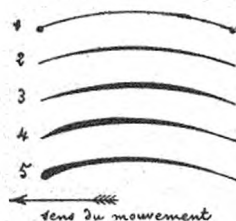


FIG. 49. — Profils de surfaces expérimentées par Lilienthal.

sur un cadre, soit en bois ; dans ce dernier cas, on a essayé d'épaissir la surface soit au milieu, soit près d'un des bords.

Le profil 1 (fig. 49) s'est montré le moins avantageux ; les quatre autres ont donné des résultats à peu près égaux.

Lilienthal opérait de deux manières différentes : 1° en air calme avec un manège circulaire mû par des contrepoids, et 2° avec des surfaces immobiles exposées au vent. Ces deux méthodes étaient peu précises, la première parce

(4) Lilienthal. *Der Vogelflug als Grundlage der Fliegekunst*, Berlin, 1889.

que le manège était de faible rayon, la seconde parce que la force et la direction du vent ne restent pas constantes, et que notamment le vent a été parfois ascendant. Aussi ne faut-il pas attacher aux chiffres trouvés une valeur définitive ; ils contiennent des erreurs manifestes. Nous les indiquons pourtant, à cause de l'importance historique notable qu'ils ont eue.

Le résultat principal des expériences est celui-ci :

A égalité de surface portante et de poids porté, la puissance nécessaire à la sustentation est beaucoup moins grande avec une surface traînée obliquement dans l'air qu'avec un plan horizontal se mouvant orthogonalement, et en arquant la surface on diminue encore la puissance nécessaire.

D'après Lilienthal, pour l'incidence la plus favorable, le rapport des puissances nécessaires est le suivant, la puissance dans le cas du plan orthogonal étant 1 :

Plan oblique .....	0,72
Surface de concavité. $\cdot \frac{1}{40}$ .....	0,32
id. $\cdot \frac{1}{25}$ .....	0,25
id. $\cdot \frac{1}{12}$ .....	0,23

Ces deux dernières surfaces donnent donc des résultats à peu près équivalents.

## LES FONCTIONS DE LILIENTHAL.

Lilienthal a étudié également la direction de la réaction de l'air.

Pour définir l'angle d'incidence  $i$ , il prenait l'angle que fait la direction du mouvement avec la corde du profil.

L'idée de cette définition provient sans doute de ce que Lilienthal croyait que la réaction ne se produit que sur la face inférieure ; l'angle d'attaque est nul lorsque la corde du profil est parallèle au vent, et il s'attendait à ce que, dans cette position, l'air ne réagissant pas sur la face inférieure, la réaction totale soit nulle. En réalité, il n'en est rien, la réaction sustentatrice dans cette position est déjà considérable, et nous verrons ci-après qu'il est préférable d'adopter une autre définition pour l'angle d'attaque.

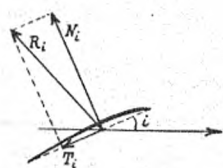


FIG. 50. — Poussée sur une surface arquée ; fonctions de Lilienthal.

La réaction  $R_i$  correspondant à l'angle d'attaque  $i$  n'est pas normale à la corde du profil. Elle peut se décomposer en deux composantes, l'une  $N_i$  normale à la corde, l'autre  $T_i$  appelée composante tangentielle, dirigée suivant la corde du profil et comptée positivement en sens inverse de la marche.

Lilienthal pose :

$$\begin{cases} N_i = 0,13 S V^2 \eta(i) \\ T_i = 0,13 S V^2 \theta(i) \end{cases}$$

Le coefficient 0,13 est la valeur du coefficient  $K$  de résistance orthogonale que Lilienthal avait déduite de ses expériences.

Les fonctions  $\eta(i)$  et  $\theta(i)$  sont ce qu'on appelle les fonctions de Lilienthal. Le tableau ci-contre donne les valeurs de ces fonctions pour la surface de concavité 1/12. Si on adopte pour  $K$  la valeur 0,08, il suffit de multiplier les fonctions par le rapport  $\frac{0,13}{0,08}$ .

On voit, d'après le tableau, que la composante tangentielle s'annule, c'est-à-dire que la réaction est normale à la corde, pour les trois valeurs suivantes de l'angle d'attaque :

$$i = 3^\circ$$

$$i = 32^\circ$$

$$i = 90^\circ$$



VALEUR DES FONCTIONS DE LILIENTHAL.

$i$	$\eta$	$\theta$	$i$	$\eta$	$\theta$
— 9°	0,000	— 0,070	11°	0,846	0,058
— 8°	0,040	— 0,067	12°	0,864	0,064
— 7°	0,089	— 0,064	13°	0,879	0,070
— 6°	0,120	— 0,060	14°	0,891	0,074
— 5°	0,160	— 0,055	15°	0,901	0,076
— 4°	0,200	— 0,049	16°	0,909	0,075
— 3°	0,242	— 0,043	17°	0,915	0,073
— 2°	0,286	— 0,037	18°	0,919	0,070
— 1°	0,332	— 0,031	19°	0,921	0,065
0°	0,381	— 0,024	20°	0,922	0,059
1°	0,434	— 0,016	25°	0,922	0,031
2°	0,489	— 0,008	30°	0,910	0,008
3°	0,546	0	35°	0,896	— 0,010
4°	0,600	0,007	40°	0,890	— 0,016
5°	0,650	0,014	45°	0,888	— 0,020
6°	0,696	0,021	50°	0,888	— 0,023
7°	0,737	0,028	60°	0,900	— 0,028
8°	0,771	0,035	70°	0,930	— 0,030
9°	0,800	0,042	80°	0,960	— 0,015
10°	0,825	0,050	90°	1,000	0

Toutes les fois que l'angle  $i$  passe par l'une de ces valeurs, la résistance  $R_i$  passe de l'autre côté de la normale. Quand la composante

$T_i$  est positive, elle augmente la résistance au mouvement d'avancement de la surface, elle diminue au contraire cette résistance quand elle est négative.

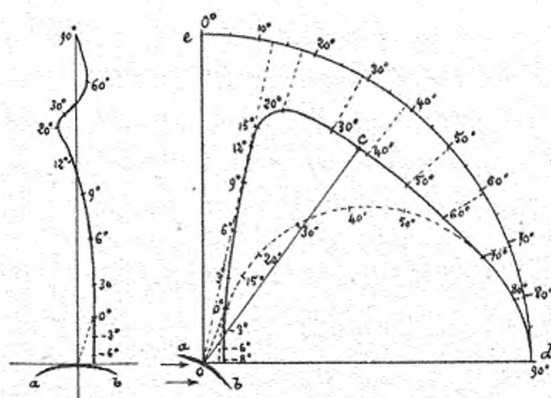


FIG 51. — Fonctions de Lilienthal.

Lilienthal a représenté les résultats de ses expériences sous la forme d'une courbe dont la disposition parle bien aux yeux (fig. 51). La surface  $ab$  étant placée au point  $o$ ,

soit  $oc$  la réaction de l'air. Pour les divers angles d'attaque, le point C, extrémité de  $oc$ , passe par une série de positions qui engendrent une courbe.

Soit  $od$  la réaction orthogonale ; traçons le quart de circonférence  $ode$  de rayon  $oe$ . La courbe prend la forme représentée ci-contre. Pour l'incidence  $0^\circ$ , la réaction n'est pas nulle, ni parallèle au mouvement ; elle est déjà sustentatrice et à peu près égale au quart de sa valeur maximum. La réaction n'est parallèle au mouvement que pour l'incidence négative de  $-8^\circ,45'$ .

Le meilleur rapport des composantes s'obtient en menant du point  $o$  la tangente à la courbe. Il correspond à une incidence d'environ  $8^\circ$ . Le pointillé indique la courbe des réactions sur une surface plane ; on voit qu'elles sont à la fois plus faibles et plus éloignées de la verticale que dans le cas de la surface arquée.

Lilienthal a également tracé une courbe représentant les positions des extrémités de la réaction, en supposant la surface immobile et la direction du courant d'air variable ; dans ce cas, la courbe reste au voisinage de la normale, et la traverse pour trois valeurs différentes de l'angle d'attaque.

M. Soreau (4) a fait ressortir l'arbitraire et l'incommodité de la définition de l'angle d'attaque  $i$  dans la méthode de Lilienthal, et par suite l'arbitraire de la définition des deux composantes de  $R_i$ .

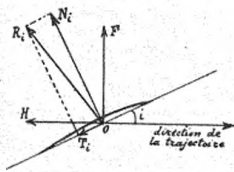


Fig. 52. — Composantes de la poussée sur une surface arquée (Soreau).

directions (fig. 52). On a :

$$\begin{cases} H = N_i \cos i \pm T_i \sin i \\ F = T_i \cos i \pm N_i \sin i \end{cases}$$

Pour supprimer l'obligation de définir l'angle d'attaque  $i$ , il projette les deux composantes de Lilienthal sur la direction de la trajectoire et sur la normale à la trajectoire ; soient  $H$  et  $F$  les composantes suivant ces nouvelles

(4) R. Soreau, Etat actuel et Avenir de l'Aviation, *Mémoires de la Société des Ing. Civils*, juillet 1908.

ou, en remplaçant  $N_i$  et  $T_i$  par leurs valeurs :

$$H = 0,13 \text{ S } V^2 [\tau_i(i) \cos i \pm \theta(i) \sin i]$$

$$F = 0,13 \text{ S } V^2 [\theta(i) \cos i \pm \tau_i(i) \sin i]$$

D'après les données de Lilienthal, la composante  $H$  est nulle pour  $i = -8^\circ, 45'$ .

M. Soreau pose :

$$\alpha = i + 8^\circ 45'$$

$\alpha$  étant ce qu'il appelle par définition *l'angle d'attaque*. Cet angle est choisi de manière à ce que, lorsqu'il est nul, la composante sustentatrice soit nulle. On peut définir  $\alpha$  l'angle que fait la position de la surface avec la position qui donne une composante sustentatrice nulle.

M. Soreau a remarqué qu'on peut représenter les composantes, déduites de celles de Lilienthal, par les formules ci-dessous, valables pour les valeurs de  $\alpha$  comprises entre  $3^\circ$  et  $12^\circ$  qui sont celles qui intéressent l'aviation :

$$\left| \begin{array}{l} H = 0,333 \text{ S } V^2 \alpha \\ F = 0,333 \text{ S } V^2 (\alpha^2 - 0,0315) \end{array} \right|$$

Ou, si on remarque que  $0,333 = 0,08 \times 4,16$  :

$$\left| \begin{array}{l} H = 4,16.0,08 \text{ S } V^2 \alpha \\ F = 4,16.0,08 \text{ S } V^2 (\alpha^2 - 0,0315) \end{array} \right|$$

Ou encore, d'une manière plus générale :

$$\left| \begin{array}{l} H = K \text{ S } V^2 \alpha \\ F = K \text{ S } V^2 (r \alpha^2 + b) \end{array} \right|$$

$r$  et  $b$  étant des constantes. Avec les chiffres de Lilienthal, on trouve que  $r$  est égal à 1, mais on peut supposer que dans d'autres cas, il

sera plus petit que 1 (les résultats numériques de Lilienthal sont d'ailleurs faussés par de fortes erreurs).

On remarque de suite que ces expressions sont exactement de la même forme que celles trouvées sur les surfaces planes; les coefficients constants  $K$ ,  $r$  et  $b$  pourront seulement avoir d'autres valeurs, différentes de celles qu'on obtient pour les plans.

Dans ces conditions, tous les calculs auront exactement la même forme, et la théorie des surfaces arquées sera la même que celle des surfaces planes, l'angle  $\alpha$  jouant le même rôle que l'angle d'incidence  $i$  du plan. Si les coefficients  $r$  étaient les mêmes dans les deux cas (ce qui n'est pas exact), on pourrait pousser plus loin l'assimilation, et conclure qu'une surface arquée est *équivalente* à un plan dont la surface serait multipliée par le rapport inverse des valeurs de  $K$ ; et dont l'angle d'incidence serait  $\alpha$ ; ce plan ferait avec la corde de la surface arquée un angle constant égal à  $\alpha - i$ ; on pourrait donc dire qu'il est *invariablement lié* à la surface arquée. La seule différence résiderait dans la valeur de  $b$ ; si  $b$  est plus petit pour la surface arquée, celle-ci serait plus avantageuse. On a vu ci-dessus que les expériences de Lilienthal conduisent pour  $b$  à la valeur  $-0.0345$  qui est négative; si ce résultat était exact il serait très avantageux; mais il n'a pas été confirmé par les expériences plus précises qui ont eu lieu depuis celles de Lilienthal, et il provient uniquement des erreurs d'expérience. Ces erreurs sont manifestes, et il est regrettable que les résultats numériques des expériences de Lilienthal soient entrées en ligne de compte pour l'établissement de la théorie. C'est ainsi que les valeurs de la composante  $F$  parallèle au mouvement, pour les angles  $i$  compris entre  $-9^\circ$  et  $1^\circ$ , sont trouvées négatives, ce qui est inadmissible; la résistance opposée au mouvement de la surface serait négative, le mouvement, au lieu d'absorber du travail, en produirait: ce serait le mouvement perpétuel.

En réalité,  $b$  est toujours positif.

En ce qui concerne les valeurs de  $H$ , l'assimilation avec le *plan équivalent* est assez exacte, et cette notion peut être adoptée.

Il n'en est pas de même en ce qui concerne les valeurs de  $F$  ; le coefficient  $r$  est loin d'être le même dans les deux cas ; il est beaucoup plus faible pour les surfaces arquées que pour les plans, et c'est en cela que consiste le véritable avantage des surfaces arquées.

Le coefficient  $K$ , en effet, ne change que d'une manière peu sensible. Nous avons déterminé sa valeur moyenne pour les surfaces expérimentées par Riabouchinsky, en prenant un intervalle de 10 degrés.

Le coefficient relatif au plan étant pris pour unité, on trouve :

Courbure de la surface	}	0 (plan)	$\frac{1}{30}$	$\frac{1}{20}$	$\frac{1}{16}$	$\frac{1}{12}$
Coefficient $K$ rapporté au plan	}	1	1,07	1,12	1,16	1,06

Il y a une petite amélioration, mais peu importante.

C'est plutôt l'amélioration de  $r$  qui est intéressante. En cherchant les formules qui traduisent le mieux (ou plutôt le moins mal, comme nous le verrons plus loin), les expériences faites par M. Riabouchinsky à l'Institut de Koutchino, nous avons trouvé :

Pour le plan.....	.....	$r = 0,82$
Pour l'arquée au $1/30$ .....	.....	$r = 0,77$
Pour l'arquée au $1/20$ .....	.....	$r = 0,73$
Pour l'arquée au $1/16$ .....	.....	$r = 0,67$
Pour l'arquée au $1/12$ .....	.....	$r = 0,55$

Dans la pratique, on pourrait compter sur  $r = 0,75$  en moyenne.

Quant au terme  $S$ , non seulement il n'est pas négatif, mais il est sensiblement plus grand pour les arquées que pour le plan, et il est d'autant plus grand que la courbure est plus prononcée. De sorte qu'aux très faibles incidences (jusqu'à  $3^0$ ) le plan est meilleur que les surfaces arquées ; l'avantage de celles-ci n'apparaît que lorsque l'angle d'attaque atteint  $4^0$ , et il provient uniquement de la faible valeur de  $r$ .

On peut calculer l'angle pour lequel le rapport des deux composantes est le plus faible. On a :

$$\frac{F}{H} = \frac{r\alpha^2 + b}{\alpha} = r\alpha + \frac{b}{\alpha}$$

Le minimum de la somme des deux termes  $r\alpha$  et  $\frac{b}{\alpha}$ , dont le produit est constant, a lieu lorsqu'ils sont égaux, d'où :

$$r\alpha = \frac{b}{\alpha}$$

$$\alpha^2 = \frac{b}{r}$$

$$\alpha = \sqrt{\frac{b}{r}}$$

Une expérience de Goupil(1), mal interprétée, a fait croire à certains auteurs que la composante retardatrice  $F$  pouvait réellement être négative, ainsi qu'il résulte des chiffres de Lilienthal.

Voici cette expérience. Un cadre entoilé d'un mètre carré pesant 700 grammes et chargé à l'avant d'un poids de 3 kilogr. fut attaché par deux amarres (fig. 53) et présenté contre

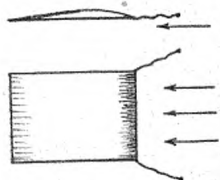


FIG. 53. — Expérience de Goupil.

des courants aériens de vitesses croissantes. Au courant de 4<sup>m</sup> par seconde, il prit l'inclinaison de 45°; aux courants de 5 et 6<sup>m</sup>, des inclinaisons au 4/5 et au 1/6; au courant de 7<sup>m</sup>, l'appareil prit, au grand étonnement de l'auteur, la position indiquée par la figure : le peson interposé sur une des amarres ne marquait aucune traction,

et même la surface chassait sur ses amarres contre le vent.

Cette expérience prouve simplement que le courant d'air était

(1) Goupil, *La Locomotion aérienne*, 1884.

légèrement ascendant, et Goupil a reconnu lui-même depuis (1) qu'il en était probablement ainsi. Il ne faut donc pas tenir compte de cette expérience, qui aboutirait au mouvement perpétuel.

*Expériences de Riabouchinsky.* — Les deux composantes de la réaction, normalement et parallèlement à la trajectoire, ont été l'objet de mesures récentes plus précises que celles de Lilienthal.

Nous dirons quelques mots des résultats trouvés par Riabouchinsky, Rateau, Turnbull.

M. Riabouchinsky (2) a donné les tableaux des résultats trouvés par lui en opérant avec des plaques d'aluminium planes ou arquées, de  $1,7 \text{ m/m}$  d'épaisseur et mesurant  $0^{\text{m}},400 \times 0^{\text{m}},300$ . Les concavités étaient : 0 (plaque plane),  $1/30$ ,  $1/20$ ,  $1/16$ ,  $1/12$  et  $1/8$  ; il a opéré en outre sur un biplan formé de 2 plaques arquées au  $1/30$  et distantes de  $0^{\text{m}},100$ .

Les pressions subies sont ramenées au mètre carré et au cas d'un gaz pour lequel la masse du mètre cube serait égale à 1. Les angles d'incidence sont définis au moyen de la corde de l'arc. Les résultats obtenus sont transcrits sur le tableau ci-après : (voir page 110).

Le tableau ci-dessous indique les meilleures valeurs trouvées pour le rapport des deux composantes,  $\frac{H}{F}$  :

ANGLES	COURBURE 0	1/30	1/30 biplan	1/20	1/16	1/12	1/8
0°	2,14	7,50	7,07	6,70	5,66	4,37	3,14
1°	5,25	9,75	8,47	8,35	6,70	5,46	3,76
2°	7,00	12,1	9,69	9,88	7,68	6,35	4,25
3°	8,17	13,8	10,06	10,8	8,59	7,20	4,67
4°	9,00	15,4	10,4	11,8	9,16	7,79	5,03
5°	9,00	15,7	10,2	12,0	9,35	8,28	5,28
6°	9,20	15,0	9,56	10,8	9,05	8,50	5,40
7°	8,96	12,9	8,81	9,69	8,78	8,67	5,43
8°	8,45	10,8	8,25	8,95	8,32	8,46	5,46
9°	8,09	9,19	7,45	8,24	7,68	8,27	5,48
10°	7,29	8,00	6,86	7,59	7,17	7,97	5,43

(1) *L'Aérophile*, 15 décembre 1908.

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

Nota. — Les Nombres expriment des millièmes

ANGLES	COURBURE 0		1/30		1/30 biplan		1/20		1/16		1/12		1/8	
	F	H	F	H	F	H	F	H	F	H	F	H	F	H
— 10°	46	—254	41	—195	56	—172	59	—188	76	—167	72	—142	90	—149
— 5°	16	—118	15	— 57	27	— 48	26	— 29	35	— 36	46	— 17	67	— 28
0°	7	15	12	90	14	99	17	114	26	147	33	144	57	179
1°	8	42	12	117	15	127	17	142	27	181	33	180	58	218
2°	10	70	12	145	16	155	17	168	28	215	34	216	60	255
3°	12	98	12	172	18	181	18	195	29	249	35	252	63	294
4°	14	126	13	200	20	208	19	223	31	284	37	288	66	332
5°	17	153	14	227	23	233	21	251	34	318	39	323	70	369
6°	20	181	17	255	27	258	26	280	39	353	42	357	75	405
7°	26	215	22	283	32	282	32	310	44	386	45	390	81	440
8°	29	245	29	312	37	305	38	340	50	416	50	423	87	475
9°	34	275	37	340	44	328	45	371	58	445	55	455	93	510
10°	42	306	46	368	51	350	53	402	66	473	61	486	100	543
11°	53	330	56	393	59	371	61	430	77	500	68	515	107	570
12°	66	355	66	418	67	391	69	459	88	523	77	545	114	595
13°	80	378	78	443	76	410	78	483	99	545	86	575	122	620
14°	93	400	89	466	85	429	87	510	112	566	96	601	130	645
15°	108	421	100	488	96	446	100	535	124	586	106	628	138	667
20°	176	504	165	580	163	517	180	617	197	653	177	714	196	776
25°	239	541	248	622	235	552	263	646	279	670	265	738	281	808
30°	291	524	308	593	296	526	327	631	338	649	343	718	362	774
40°	331	439	372	472	349	420	388	498	389	504	403	549	442	578
50°	453	391	447	405	389	317	474	432	478	419	474	457	515	464
60°	554	328	546	338	375	214	506	349	560	342	575	372	602	373
70°	620	217	617	238	325	114	647	262	629	238	649	243	663	254
80°	676	129	656	132	304	51	697	140	660	125	697	145	716	132
90°	698	0	677	0	297	0	717	0	676	0	718	0	732	0

On voit que, pour le rapport  $\frac{H}{F}$ , les valeurs les plus favorables sont fournies par la surface arquée au 1/30, et pour des angles de 4 à 5°. C'est dans ces conditions qu'on obtiendra la sustentation avec le plus faible effort de traction.

Si on considère non plus la force tractive, mais la puissance motrice nécessaire à la sustentation, elle dépend non pas du rapport



$\frac{H}{F}$ , mais du rapport  $\frac{H^{3/2}}{F}$ . Nous verrons plus loin que la puissance nécessaire est en raison inverse de ce rapport.

Nous avons calculé les valeurs de  $\frac{H^{3/2}}{F}$ ; elles sont indiquées dans le tableau suivant :

ANGLES	COURBURE 0	1/30	1/30 biplan	1/20	1/16	1/12	1/8
0°	0,8	2,3	2,3	2,2	2,2	1,7	,3
1°	1,7	3,3	3,1	3,0	2,9	2,3	1,7
2°	2,2	4,6	4,1	3,8	3,5	3,5	2,1
3°	2,8	5,9	4,8	4,3	4,3	3,6	2,5
4°	3,2	6,9	5,5	4,7	4,9	4,2	2,9
5°	3,5	7,7	6,0	4,9	5,3	4,7	3,2
6°	3,9	7,6	5,7	4,9	5,4	5,1	3,5
7°	4,1	6,8	5,4	4,7	5,5	5,4	3,6
8°	4,2	6,0	5,2	4,5	5,4	5,5	3,8
9°	4,2	5,4	5,0	4,3	5,1	5,6	3,9
10°	4,1	4,8	4,8	4,1	4,9	5,6	4,0

On remarque que les valeurs les plus favorables sont encore fournies par la surface arquée au 1/30, et pour des angles de 5 à 6°, à peine supérieurs à ceux qui correspondent au maximum de  $\frac{H}{F}$ .

Il semble donc que les conditions optima pour chacun de ces deux problèmes soient bien près de se confondre.

M. Riabouchinsky indique encore les valeurs des composantes de la réaction normalement et tangentiellment à la surface (définie par sa corde), ainsi que l'avait fait Lilienthal.

Ces valeurs étant moins intéressantes en raison de l'arbitraire de leur définition, nous ne les reproduisons pas ici; le lecteur les trouvera dans l'ouvrage cité, ainsi que les graphiques représentant tous les résultats.

Les expériences de M. Riabouchinsky étant très précises, nous avons cherché si les formules établies ci-dessus :

$$\begin{aligned} H &= K S V^2 \alpha \\ F &= K S V^2 (r \alpha^2 + b) \end{aligned} \quad (1)$$

en représentaient les résultats d'une manière satisfaisante, en choisissant au mieux  $\alpha$  —  $i$  et les coefficients  $r$  et  $b$ . Nous avons constaté que non, du moins en ce qui concerne  $F$ . Ce résultat est important. Il ne faut pas, en effet, se contenter d'une correspondance approximative entre les formules et la réalité, sous peine d'entacher de nullité tous les calculs qui ont pour base ces formules.

On peut, à la rigueur, se contenter de formules approchées quand on se borne à calculer la valeur d'une fonction ; mais pour déterminer, comme nous le ferons, les maxima et les minima, une grande précision est indispensable.

Les formules (1) ne sont pas satisfaisantes pour le plan ; toutefois, l'écart n'est pas très grand, et, pour une première approximation on pourrait à la rigueur s'en contenter. Mais, pour les surfaces arquées, il n'y a pas moyen d'arriver à une correspondance acceptable pour les valeurs de  $F$ . Il en résulte que la théorie, telle qu'elle a été faite jusqu'ici, en prenant pour base les formules (1), est inexacte et ne correspond pas à la réalité.

Nous avons cherché à obtenir d'autres formules représentant mieux les faits. On peut y arriver d'une manière très simple qui ne change pas l'aspect des formules ni des calculs qui en découlent. Il suffit de changer l'exposant de  $\alpha$  dans l'expression de  $F$  ; au lieu de prendre l'exposant 2, il faut prendre un exposant  $n$  plus grand que 2, à savoir :  $n = 2,5$  pour le plan ;  $n = 3$  ou 4 pour les surfaces arquées.

On obtient ainsi les formules suivantes :

$$\left\{ \begin{array}{l} H = K S V^2 \alpha \\ F = K S V^2 (r \alpha^n + b) \end{array} \right. \quad (2)$$

Nous allons montrer que les formules (2) permettent d'arriver à une correspondance aussi parfaite qu'on peut l'espérer, pour toutes les incidences utilisées en aviation.

Pour le plan, nous prenons :

$$F = K S V^2 (2,8 \alpha^{2,5} + 0,009)$$

Voici la comparaison des valeurs d'expérience et des valeurs déduites de la formule, pour les angles  $\alpha$  compris entre 0 et 15°. Les chiffres expriment des millièmes :

$\alpha$ .....	0°	1°	2°	3°	4°	5°	6°	7°	8°	9°	10°	11°	12°	13°	14°	15°
Expérience.....	7	8	10	12	14	17	20	24	29	34	42	53	66	80	98	108
Formule.....	9	9	10	11	13	16	19	24	30	36	44	54	65	78	91	107

Pour l'arquée au 4/30, nous prenons :

$$F = K S V^2 (12,5 \alpha^4 + 0,011)$$

avec  $\alpha - i = 3^\circ$

Voici la comparaison des valeurs, pour les angles  $\alpha$  compris entre 2 et 14° :

$\alpha$ .....	2°	3°	4°	5°	6°	7°	8°	9°	10°	11°	12°	13°	14°
Expérience.....	11	12	12	12	12	13	14	17	22	29	37	46	56
Formule.....	11	11	11	12	13	14	16	19	23	29	36	47	59

Pour l'arquée au 1/20, nous prenons :

$$F = K S V^2 (10,5 \alpha^4 + 0,017)$$

avec  $\alpha - i = 4^\circ$

Voici la comparaison des valeurs, pour les angles  $\alpha$  compris entre 2 et 14° ;

$\alpha$ .....	2°	3°	4°	5°	6°	7°	8°	9°	10°	11°	12°	13°	14°
Expérience.....	17	17	17	17	17	18	19	21	26	32	38	45	53
Formule.....	17	17	17	18	18	19	21	23	27	32	37	45	55

Pour l'arquée au 1/16, nous prenons :

$$F = K S V^2 (2,9 \alpha^3 + 0,025)$$

avec  $\alpha - i = 4^\circ$

Voici la correspondance des valeurs pour les angles  $\alpha$  compris entre 4 et 18° :

$\alpha$ .....	4°	5°	6°	7°	8°	9°	10°	11°	12°	13°	14°	15°	16°	17°	18°
Expérience.....	26	27	28	29	31	34	39	44	50	58	66	77	88	99	112
Formule.....	26	27	28	30	33	36	40	45	51	59	67	77	88	100	114

Enfin, pour l'arquée au 1/12, nous prenons :

$$F = K S V^2 (1,91 \alpha^3 + 0,031)$$

avec  $\alpha - i = 4^\circ$

Voici la correspondance des valeurs pour les angles  $\alpha$  compris entre 3 et 19° :

$\alpha$ .....	3°	4°	5°	6°	7°	8°	9°	10°	11°	12°	13°	14°	15°	16°	17°	18°	19°
Expérience	33	33	33	34	35	37	39	42	45	50	55	61	68	77	86	96	106
Formule...	31	32	33	34	35	37	40	43	47	51	56	61	68	77	85	95	106

On voit que la correspondance est pratiquement parfaite pour une échelle d'angles suffisante pour les besoins de l'aviation. Nous proposons donc les formules (2) comme nouvelle base de la théorie, quitte à déterminer ultérieurement quelle est la valeur de l'exposant  $n$  qui convient pour les surfaces arquées les plus employées.

Il faut toutefois observer que les expériences de Riabouchinsky n'ont porté que sur des profils en forme d'arc de cercle. Les résultats seraient-ils les mêmes pour les profils optima, à courbure et à épais-

seur variables? Il faut attendre de nouvelles expériences avant de pouvoir se prononcer.

On peut remarquer que le terme complémentaire  $b$  ne diminue pas pour les surfaces arquées, et ne devient pas négatif, mais qu'il augmente, au contraire, avec la concavité.

Il résulte de tout ce qui précède qu'une surface arquée n'est pas assimilable à un plan équivalent, à cause de la différence des valeurs de l'exposant de  $\alpha$  que nous avons désigné par  $n$ .

*Expériences de M. Rateau.* — M. Rateau a publié en juillet 1909 (1) les résultats qu'il a obtenus avec deux plaques rectangu-

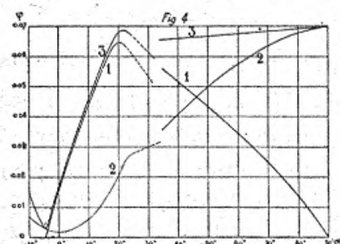
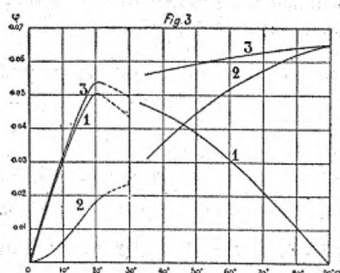


FIG. 54. — Courbes de la poussée et de ses composantes (Rateau).

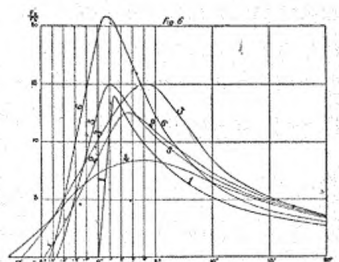
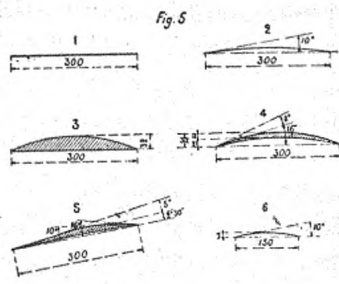


FIG. 55. — Rapport des composantes (Rateau).

lares de  $0^m,300 \times 0^m,500$ , épaisses de  $1^m/m,25$ , l'une plane, l'autre arquée en forme d'arc de cercle de  $20^\circ$  de développement.

Les graphiques ci-dessus montrent les valeurs de la poussée

(1) *Comptes Rendus de l'Ac. des Sciences*, 26 juillet 1909. — *Revue de Mécanique*, août 1909. — *L'Aérophile*, 1<sup>er</sup> août 1909.

totale, et des deux composantes normale et parallèle au courant aérien. On y voit nettement la séparation des courbes en deux branches, et la discontinuité de la loi.

En calculant le terme complémentaire que nous avons appelé  $b$  dans la théorie ci-dessus, M. Rateau n'a pas trouvé qu'il soit négatif.

M. Rateau a étudié le rapport des deux composantes, et a tracé des courbes dans lesquelles sont portés en abscisses les angles à partir de la corde, et en ordonnées le rapport des composantes. Les surfaces expérimentées avaient les 6 profils reproduits ci-contre (fig. 55).

Le rapport maximum constaté a atteint 24 ; les maxima ont lieu pour des angles d'incidence de 4 à 4°, pour lesquels la corde est presque parallèle au courant aérien, de sorte que la surface, à l'avant, rencontre franchement les filets d'air par sa face supérieure.

Ce n'est donc pas là une condition défavorable, comme beaucoup d'auteurs l'ont cru sur la foi de raisonnements *a priori* basés sur une prétendue « évidence ».

Lorsque la tangente au bord d'attaque est parallèle au courant aérien (c'est ce qu'on appelle, pour les turbines, l'*entrée correcte*), la réaction est plus forte, mais le rapport des deux composantes est beaucoup moins favorable, de sorte que l'avantage au point de vue puissance motrice reste au premier cas.

Pour la direction de la résultante par rapport à la normale, dans le cas d'un plan, nous reproduisons (fig. 56) le graphique donné par

M. Rateau. En abscisses est porté l'angle d'incidence ; en ordonnées l'angle de la résultante avec la normale, compté négativement lorsque la résultante est dirigée en avant de la normale.

L'angle négatif n'est jamais très grand, 4 à 2 degrés seule-

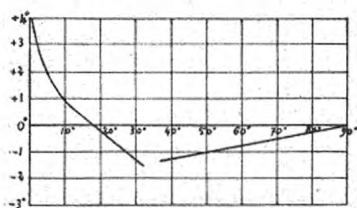


FIG. 56. — Ecart de direction de la résultante avec la normale (Rateau).

ment. Au reste, on conçoit que l'épaisseur de la plaque, sa nature, son degré de poli peuvent faire varier notablement cet angle ; c'est ainsi

que M. Eiffel ne le trouve négatif que pour l'incidence de 30 degrés, et égal à  $-0^{\circ},4$  seulement ; cela tient vraisemblablement à ce qu'il emploie une plaque de  $3 \text{ m/m}$  d'épaisseur, tandis que celle de M. Rateau n'a que  $1 \text{ m/m}$ , 25.

*Expériences de Turnbull.* — M. W. R. Turnbull (1) a effectué des expériences très intéressantes sur des surfaces arquées de 5 formes différentes, à simple et à double courbure, mesurant toutes 42 centimètres sur 24. L'incidence variait de  $-5^{\circ}$  à  $+20^{\circ}$ . (Les angles d'incidence sont mesurés par rapport aux cordes des profils).

La fig. 57 montre la forme des profils, et indique les résultats

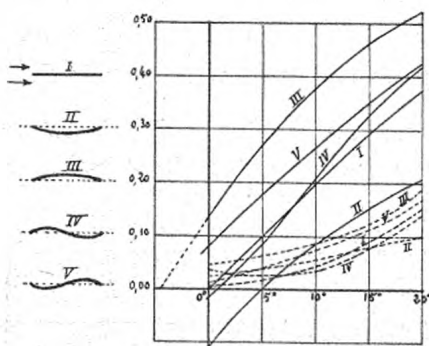


FIG. 57. — Composantes de la poussée (Turnbull).

trouvés pour les composantes normale et parallèle au courant aérien (cette dernière en pointillé).

Il y a lieu de remarquer que la plus forte sustentation est obtenue avec le type III concave par dessous ; quant à la résistance à la propulsion, elle est également maxima pour le type III.

C'est le type IV, à double courbure en S, qui est le plus avantageux dans l'ensemble, comme rapport des composantes ; il a de plus sur le type III l'avantage de la stabilité, comme nous le verrons plus loin.

(1) *Physical Review*, New-York, 1907, voir *Revue de l'Aviation*, 15 novembre 1908.

## INFLUENCE MUTUELLE DES SURFACES SUPERPOSÉES.

Des expériences ont été faites par M. B. Sellers (1) en vue de déterminer si deux surfaces sustentatrices superposées se nuisent mutuellement, et quelle est la meilleure position relative à leur donner.

Il a expérimenté avec deux et trois surfaces mesurant  $42^{\circ}/m \times 36^{\circ}/m$  arquées au  $1/42$ , distantes de 6 à  $42^{\circ}/m$ , et placées dans les positions relatives suivantes :

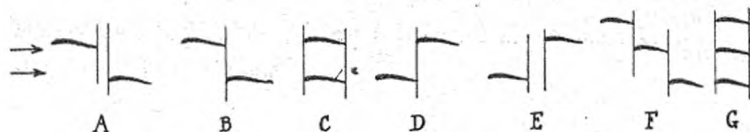


Fig. 58. — Expériences de M. Sellers.

Les poussées par unité de surface sont indiquées dans le tableau ci-dessous (la poussée unitaire sur un plan unique étant représentée par 100) :

ANGLE D'ATTAQUE	DISTANCE DES PLANS	A	B	C	D	E	F	G
5°	6 c/m.....	90	87	80	80	84	85	70
	12 c/m.....	94	90	87	88	89	89	83
10°	6 c/m.....	89	85	73	72	73	82	65
	12 c/m.....	91	90	85	84	85	85	77

On voit qu'il y a avantage à placer le plan supérieur en avant du plan inférieur (positions A, B, F). On voit aussi que l'effet nuisible est encore sensible quand la distance des plans est égale à leur largeur.

(1) Voir *Scientific American*, 14 nov. 1908, *Aeronautics*, févr. 1910, et *l'Aéromécanique*, 10 févr. 1910.



## LE PROFIL OPTIMUM.

Toutes les expériences décrites ci-dessus ne donnent que des indications propres aux surfaces étudiées, surfaces définies par des courbes simples, généralement des arcs de cercle. Mais il est probable qu'il existe une forme de profil meilleure que toutes les autres, un profil *optimum*. Il doit même en exister deux, suivant qu'on cherche à réaliser la sustentation avec le minimum de traction ou avec le minimum de puissance motrice ; dans le premier cas, il faut chercher à rendre maximum le rapport  $\frac{H}{F}$  des composantes de la poussée ; dans le second cas, c'est, comme nous le verrons plus loin, le rapport  $\frac{H^{3/2}}{F}$  qu'il faut rendre maximum.

La forme optima peut être composée de courbes compliquées, différentes pour la face inférieure et la face supérieure, et peut être également caractérisée par certaines particularités telles que le bord antérieur épais et le bord postérieur souple. Elle doit se rapprocher de la forme que la nature a donnée à l'aile des oiseaux.

Le bord antérieur épais et arrondi, préconisé par Edmond Seux, semble, en effet, être une condition favorable, malgré tous les raisonnements *a priori* qu'on peut faire. L'utilité du bord postérieur souple est que, ce bord se mettant dans la direction des filets fluides à la sortie, les remous à l'arrière sont atténués ou évités, ce qui peut être une condition favorable au point de vue de la résistance à l'avancement ; il faut cependant se garder de croire que les remous soient nécessairement défavorables, puisque nous avons vu qu'ils peuvent provoquer une diminution de la résistance à l'avancement.

Les divers constructeurs ne sont pas d'accord sur le profil optimum qu'il convient d'adopter.

M. Ader préconise la spirale dite *spirale logarithmique*. « Une courbe constante, dit-il, se retrouve dans tous les vols ; dans la feuille de sycomore, aussi bien que dans l'aile de la mouche, du corbeau et de la chauve-souris ; et je puis affirmer qu'il existe un

principe dont ne se départit jamais la nature et qui semble être la loi fondamentale de l'aviation : l'existence, dans le sens de la translation, d'une spirale caractérisée par l'angle invariable du rayon avec les tangentes menées aux divers points de la courbe. Cette spirale présente une courbure plus ou moins accentuée selon la charge des ailes, mais se retrouve *partout et toujours*. »

Voici quelques autres données, qui ne sont d'ailleurs qu'approximatives, chaque constructeur modifiant fréquemment ses types.

Dans le profil adopté par *Wright* en 1908, l'intrados est un arc de cercle de  $20^\circ$  d'ouverture suivi d'une partie plane. La flèche maxima est voisine de  $1/20$  ; elle est à peu près au tiers antérieur. L'extrados est une courbe à peu près parallèle ; le bord antérieur est arrondi, le bord postérieur est effilé.

Les profils « *Voisin* » et « *Farman* » ont aussi une flèche de  $1/20$ , mais située à  $4/10$  du bord d'attaque. Le profil est un arc de parabole, mais déformé par la présence

des longerons. Le bord postérieur présente une certaine flexibilité.

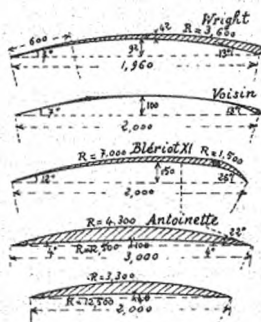


Fig. 59. — Profils divers.

La face inférieure du profil « *Blériot* » se compose de deux arcs de cercle, avec flèche de  $1/14$  placée à peu près aux  $3/10$ . L'épaisseur maximum, de  $70 \text{ mm}$ , est très près de l'avant. Les deux bords sont effilés.

Les appareils « *Antoinette* » ont un profil encore plus épais ( $0^{\text{m}},20$ ), compris entre deux arcs de cercle ; la flèche de l'intrados est très faible,  $1/30$  à  $1/40$  seulement. La flèche maxima est au milieu.

La figure ci-contre indique les angles que font les tangentes aux bords d'entrée et de sortie avec la corde.

## RÉPARTITION DES PRESSIONS

Les phénomènes d'écoulement de l'air attaqué obliquement par une surface arquée sont très complexes et encore mal connus.

Diverses expériences ont montré que la dépression qui s'exerce sur la face supérieure est plus importante que la compression de la face inférieure.

M. A.-Ph. Kaptein, dans une conférence donnée le 9 octobre 1909 à La Haye, à l'Institut royal des Ingénieurs (1), a donné les résultats d'intéressantes expériences qu'il a faites en vue de déterminer la répartition des pressions sur des surfaces courbes.

Il a d'abord expérimenté sur un cylindre, en mesurant les pressions au moyen d'un tube de Pitot relié à un manomètre à membrane extrêmement sensible. Le tube s'adaptait par l'intérieur du cylindre sur un trou percé dans la surface. Le cylindre pouvait prendre toutes les positions en tournant autour de son axe.

Il a représenté les résultats par un diagramme obtenu en portant les pressions suivant les rayons du cercle, à partir de la circonférence,

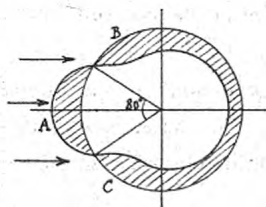


Fig. 60. — Répartition des pressions sur un cylindre (Kaptein).

à l'extérieur du cercle pour les pressions, à l'intérieur pour les dépressions (fig. 60). La zone A des pressions est très peu étendue, elle n'occupe que  $80^\circ$  d'angle, même pas le quart de la surface ; la zone de dépression en occupe plus des trois quarts, et la dépression a son maximum d'intensité dans les parties B et C situées du côté

de l'arrivée des filets d'air. On peut le vérifier très simplement en collant un morceau de papier par un de ses bords sur un cylindre, dans la partie correspondante à B. On voit le papier se soulever, ce qui prouve l'existence d'une dépression énergétique.

(1) Voir *L'Aéro-mécanique*, Bruxelles, 10 janvier 1910.

Rappelons que, en 1905, George Finzi et Nicholas Soldati ont trouvé pour une sphère un diagramme semblable à celui de M. Kaptein.

M. Kaptein expérimenta également sur une plaque arquée représentée ci-contre (fig. 61); le diagramme représente les pressions et dépressions sur la face dorsale. La zone de dépression est très importante et s'étend à presque toute la partie antérieure qui semblerait devoir être frappée par le courant d'air; la zone de pression à l'avant est au contraire très faible et ne donne pour ainsi dire pas de composante verticale.



Fig. 61. — Répartition des pressions sur une surface arquée (Kaptein).

M. Kaptein n'a pas indiqué quelles sont les pressions sur la face inférieure.

*Expériences de M. Eiffel.* — M. Eiffel (1) a étudié, au moyen du tube de Pitot, la répartition des pressions sur une plaque plane de  $850 \times 150$  m/m et sur une plaque arquée de  $900 \times 150$  m/m (flèche 1/13,5), tant sur la face inférieure que sur la face supérieure, et pour diverses incidences.

Les figures ci-contre (fig. 62 et 63) représentent les courbes de pression dans la section médiane, sur les deux faces. Les chiffres indiquent les pressions ou dépressions en millimètres d'eau, correspondant à la vitesse de  $10^m$  par seconde.

Pour l'incidence de  $40^\circ$ , la plus intéressante, on voit que la dépression sur la face supérieure au voisinage du bord d'attaque constitue la partie la plus importante de la réaction de l'air.

Pourtant, la tangente au bord d'attaque faisant avec la corde un angle de  $16^\circ$ , il en résulte que le bord d'attaque se présente sous un angle négatif de  $-6^\circ$ ; contrairement à ce qu'on pourrait se figurer,

(1) *Bull. de la Société des Ing. civils*, janvier 1910.

il n'en résulte aucun effet défavorable à la sustentation ; c'est au contraire la partie la plus active.

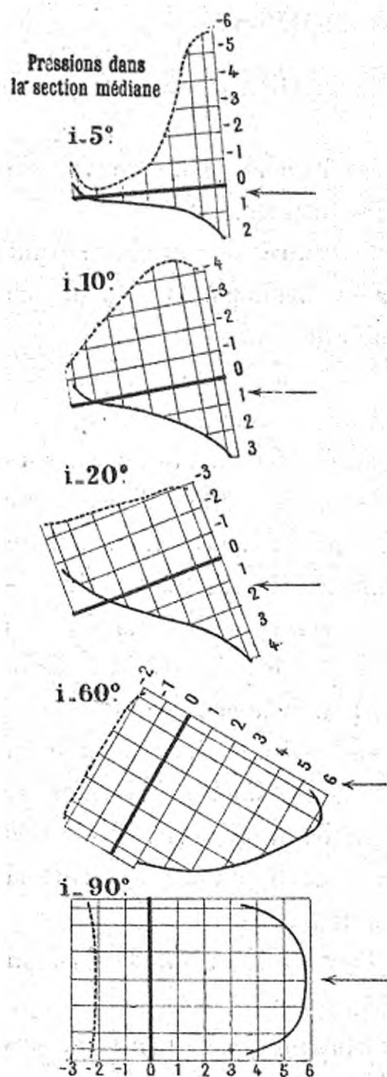


FIG. 62. — Répartition des pressions sur un plan (Eiffel).

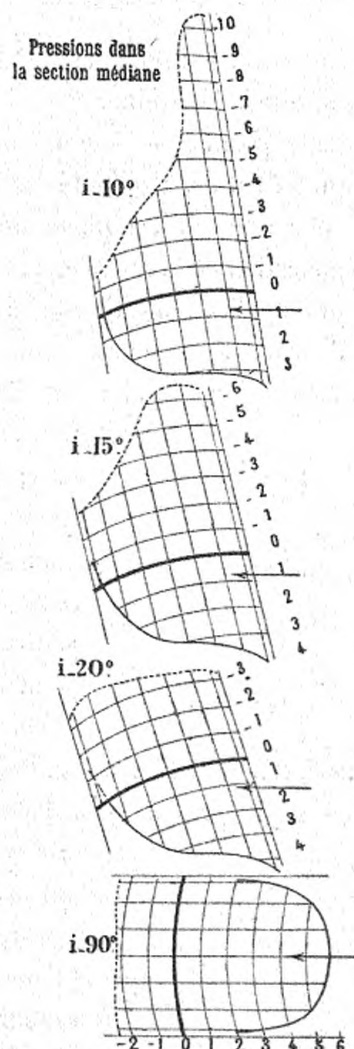


FIG. 63. — Répartition des pressions sur une surface arquée (Eiffel).

Il est intéressant de remarquer que, sur la face inférieure, il y a une petite zone de dépression près de l'arête de sortie.

Pour l'incidence de  $10^\circ$ , sur la plaque courbe, la dépression sur la

face supérieure entre pour 63 pour cent dans la réaction totale, et la pression sur la face inférieure pour 37 pour cent seulement.

### POSITION DE LA POUSSÉE

Nous avons examiné la grandeur et la direction de la poussée ; il nous reste à déterminer sa position.

Cette position a une importance capitale au point de vue de l'équilibre et de la stabilité des machines volantes.

Pour une surface plane, on appelle centre de poussée le point d'application de la réaction de l'air sur les divers points du plan ; ce point d'application est lui-même un point du plan.

Pour une surface arquée, dont les divers points ne sont pas dans un même plan, le point d'application A de la résultante (fig. 64) n'est

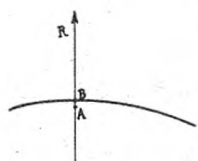


FIG. 64. — Centre de poussée.

pas, en général, exactement situé sur la surface ; il en est à une petite distance. Pour simplifier, on considère souvent, au lieu du point A, le point B d'intersection de la résultante avec la surface ; mais il ne faut pas perdre de vue que le point B n'est pas le point d'application de la poussée.

On s'en rend encore mieux compte en considérant un biplan (fig. 65) dans lequel le point d'application A, situé à peu près à égale distance entre les deux surfaces, est très éloigné des points B et B<sub>1</sub> d'intersection de la résultante avec les surfaces.

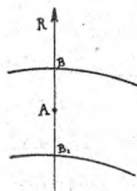


FIG. 65. — Centre de poussée dans un biplan.

Les points A, B et B<sub>1</sub> changent de position quand l'angle d'attaque varie.

Revenons, pour simplifier, à la figure 64. Les points A et B n'ont pas d'importance absolue par eux-mêmes ; ils n'en prennent que parce qu'ils servent à déterminer la position de la résultante R.

Mais quant au point d'application A, peu importe qu'il soit un peu plus haut ou un peu plus bas. Notamment, il n'y a aucune utilité à ce qu'il soit placé plus haut que le centre

de gravité. Il ne faut pas assimiler le centre de poussée à une sorte de point de suspension par lequel l'aéroplane est maintenu en l'air.

Nous verrons, dans le chapitre sur la stabilité, que le point véritablement intéressant à considérer sur la résultante est le *métacentre*, que nous définirons un peu plus loin.

L'étude des déplacements du point B, suivant les diverses valeurs de l'angle d'attaque, n'est utile que parce qu'elle permet de résoudre le problème de la stabilité dans le cas où le centre de gravité est très près de la surface. Mais quand il s'en éloigne, l'étude du point B ne suffit plus. Pourtant beaucoup d'auteurs se sont bornés à étudier, dans le cas d'une surface unique, la position du point d'intersection de la résultante avec la surface, ce point étant assimilé au centre de poussée dont il diffère assez peu.

Dans l'attaque orthogonale, le centre de poussée est, par raison de symétrie, au centre de figure.

Dans l'attaque oblique, le centre de poussée se déplace suivant une certaine loi, et cette loi n'est pas la même pour les plans et pour les surfaces arquées. Ce fait, mal élucidé au début, a induit en erreur nombre d'expérimentateurs et d'aviateurs, qui ont cru pouvoir, *a priori*, appliquer aux surfaces arquées, les lois expérimentales établies pour les surfaces planes. Non seulement c'est une inexactitude, mais elle peut provoquer de graves accidents ; et on doit s'étonner que certains auteurs aient récemment, par désir de simplification, repris cette idée fausse qu'on pouvait croire définitivement écartée.

*Surfaces planes.* — Considérons d'abord (fig. 66) un plan rectangulaire ayant pour largeur  $2h$  dans le sens du mouvement. Soit  $i$  l'angle d'attaque, et soit  $y$  la distance du centre de pression C au centre de figure O. Lorsque  $i$  varie, la distance  $y$  varie suivant une certaine loi pour laquelle le physicien Avanzini a proposé la formule suivante :

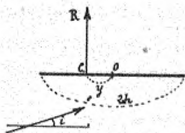


FIG. 66. — Position de la poussée.

$$\frac{y}{2h} = 0,3 (1 - \sin i)$$

C'est ce qu'on appelle la loi d'Avanzini. Elle exprime que, pour l'incidence orthogonale,  $y$  est nul, et qu'il augmente à mesure que  $i$  diminue, de sorte que le centre de poussée se rapproche progressivement du bord d'attaque. Lorsque  $i$  tend vers zéro,  $\frac{y}{2h}$  tend vers 0,3, autrement dit  $y$  tend vers  $0,6h$ . La distance du point C au bord d'attaque est alors  $0,4h$ , c'est-à-dire  $1/5$  de la largeur du plan.

En 1870, Joessel a proposé la formule suivante, établie pour l'eau, et qui diffère très peu de la précédente :

$$\frac{y}{2h} = 0,305 (1 - \sin i)$$

M. Soreau, à la suite d'expériences faites dans la Seine, à Argenteuil, a obtenu la formule qui suit :

$$\frac{y}{2h} = \frac{1}{4(1 + 2 \operatorname{tg} i)}$$

Cette formule rend compte aussi bien des expériences dans l'eau que dans l'air, ce qui donne créance à cette opinion d'Helmholtz d'après laquelle aux faibles vitesses (et il convient de considérer comme telles celles qui ne provoquent pas de variations notables dans la densité de l'air en mouvement), les lois de l'aérodynamique seraient les mêmes que pour un fluide visqueux et incompressible.

Pour les surfaces courbes on a longtemps cru que la loi d'Avanzini pouvait s'appliquer. Ce sont les frères Wright qui, les premiers, ont remarqué qu'il n'en est rien. Ils ont constaté que, sur une surface légèrement concave, le centre de pression, qui se trouve, pour l'incidence normale, au centre de figure, se porte vers le bord d'attaque quand  $i$  diminue jusqu'à une certaine valeur critique ; puis il rétrograde rapidement, franchit le centre de figure, et se porte à l'arrière jusqu'à une position limite pour l'incidence nulle.

Il faut donc écarter d'une manière complète la loi d'Avanzini pour les surfaces autres que les plans, et étudier avec soin, pour chaque courbure des surfaces, la manière dont se déplace le centre de pression quand l'angle d'attaque varie.



*Expériences de Turnbull.* — Des expériences extrêmement intéressantes ont été faites à ce sujet par M. Turnbull (1), sur les 5 surfaces dont nous avons parlé ci-dessus (page 117). Il a figuré les résultats par des courbes, dans lesquelles les angles d'attaque sont portés en abscisses, et les distances du centre de pression au centre

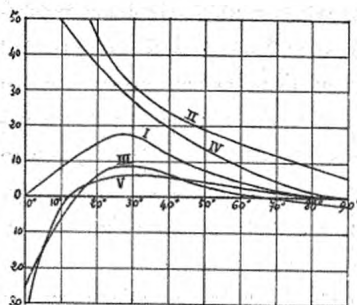


Fig. 67. — Déplacements du centre de poussée (Turnbull).

de figure (évaluées en pourcentage de la largeur totale) en ordonnées. La figure 67 reproduit ces courbes.

Avec le type I (plan) le centre de pression s'avance vers le bord d'attaque, puis rétrograde. Ce résultat, contraire à la loi d'Avanzini, a été confirmé par certains expérimentateurs, mais la plupart ne l'ont pas constaté. Nous indi-

quons plus loin les résultats trouvés par M. Rateau et confirmés par ceux de MM. Eiffel et Riabouchinsky. Ce qui est certain, c'est qu'aux très petits angles les déplacements du centre de pression, soit dans un sens, soit dans l'autre, sont extrêmement peu sensibles.

Avec les types III et V, le centre de pression se rapproche du bord d'attaque, puis recule, franchit le centre de figure pour un angle d'attaque de 43° environ, et passe à l'arrière.

Ainsi le type III, qui est celui qu'on emploie le plus souvent, présente ce phénomène qui, comme nous le verrons, est défavorable à la stabilité.

Les types II et IV donnent un résultat remarquable : le centre de pression avance constamment vers le bord d'attaque, ce qui favorise la stabilité longitudinale pour ces deux types.

(1) *Loc. cit.*

Turnbull recommande le type IV, parce qu'il présente le double avantage de donner une résistance à l'avancement très faible, et d'être favorable à la stabilité. Il semble bien, en effet, que ce soit le meilleur type de surface.

*Expériences de M. Rateau.* — Des expériences très précises ont encore été faites sur le déplacement du centre de poussée, notamment par MM. Rateau, Eiffel et Riabouchinsky. Malheureusement ces expériences n'ont été faites que sur des plans et des surfaces en arc de cercle. Il faudrait expérimenter sur des surfaces ayant la courbure optima. Les résultats trouvés par Turnbull montrent combien les résultats changent avec la forme des courbures ; les résultats trouvés pour des surfaces autres que celles utilisées en aviation n'ont qu'un intérêt très limité.

Les expériences de M. Rateau se traduisent par les deux courbes

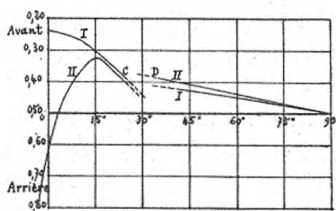


Fig. 68. — Déplacements du centre de poussée (Rateau).

de la fig. 68. La courbe I est relative à une plaque plane de  $500 \times 300 \text{ m/m}$ , la courbe II à une plaque arquée (arc de cercle de  $20^\circ$ ) de même étendue.

Le centre de poussée était déterminé de la façon suivante : en assujettissant la plaque à tourner autour

d'un axe fixe et en l'abandonnant à l'action du courant. Elle prenait alors une certaine inclinaison dépendant de la position de l'axe ; et, pour cette inclinaison, le centre de poussée se trouvait déterminé puisqu'il se plaçait nécessairement sur l'axe même.

On remarque sur les deux courbes l'existence d'une discontinuité.

« D'après ce graphique, écrit M. Rateau au sujet de la surface plane, on voit que pour de petites inclinaisons l'abscisse du centre de poussée (à partir du bord d'attaque) tend vers la valeur 0,236.

A mesure que l'angle augmente, le centre recule, d'abord lentement, puis plus rapidement. La courbe se subdivise en deux tronçons complètement distincts l'un de l'autre. Le premier, relatif aux petits angles, correspond évidemment à un régime d'écoulement dans lequel les filets vont tous dans le même sens (c'est le seul régime à considérer dans la sustentation des aéroplanes); tandis que le deuxième, relatif aux grands angles, correspond à un régime très différent du premier. Dans ce régime, analogue à celui qui a lieu lorsque la plaque est normale au courant, il y a rebroussement d'une certaine quantité de filets d'air au bord antérieur de la plaque.

Dans la région avoisinant les extrêmes C et D des courbes, les régimes sont instables; ils se transforment facilement l'un dans l'autre.

Pour chaque position de l'axe, il n'y a qu'un seul angle d'équilibre, excepté dans le voisinage de  $x = 0,446$ , où il y a deux valeurs de  $\alpha$ ; les deux régimes étant alors possibles. Nous avons effectivement obtenu deux positions d'équilibre bien distinctes avec cette valeur  $x = 0,446$ .

Chose singulière, il n'y a pas d'angle d'équilibre possible entre  $29^\circ$  et  $36^\circ$  environ. Avec de tels angles d'inclinaison, un plan sustentateur, analogue à notre plaque, ne peut pas donner lieu à un état de régime stable. Le même fait se présente avec toutes les plaques rectangulaires que nous avons soumises aux expériences, quel que soit leur profil. »

Pour la plaque courbe, l'allure de la courbe est analogue à la précédente pour les angles supérieurs à  $45^\circ$ . Il y a deux courbes distinctes, et deux positions d'équilibre pour  $x = 0,445$ . Pour  $\alpha = 45^\circ$ ,  $x = 0,325$ . C'est la position du centre de poussée la plus rapprochée du bord antérieur. Ensuite, il rétrograde rapidement repasse par le milieu de la plaque pour un angle voisin de  $5^\circ$  et continue à se rapprocher du bord de sortie.

Nous devons dire que, si tous les expérimentateurs précis ont constaté le changement d'allure des courbes, ils n'ont pas constaté la discontinuité trouvée par M. Rateau. Mais cela peut provenir du

dispositif d'expériences ; celui de M. Rateau est extrêmement précis, et d'une manière générale une expérience positive n'est pas infirmée par une expérience négative.

## MÉTACENTRE

La considération du centre de poussée tel que nous venons de l'étudier, c'est-à-dire du point d'intersection de la poussée avec la surface, ne permet de résoudre le problème de la stabilité que si le centre de gravité de la machine volante est lui-même situé sur la surface ou en est très voisin.

Dans le cas général, il importe de considérer la poussée à la fois dans sa direction et dans sa position. La droite qui figure la poussée prend pour les diverses incidences, une série de positions successives. Soit  $R$  (fig 69), une de ces positions. Si on considère une incidence très voisine, on obtient une autre droite  $R_1$  qui rencontre  $R$  au point  $A$ . Lorsque le second angle d'incidence tend vers le premier, le point  $A$  tend vers une position limite  $B$ . Ce point  $B$  est ce qu'on appelle le *métacentre*.

FIG. 69.—Courbe métacentrique.

Nous verrons que c'est lui qui est à considérer dans le problème de la stabilité.

A chaque angle d'attaque correspond un point tel que  $B$  ; tous ces points sont situés sur une courbe  $C$  appelée *courbe métacentrique*, à laquelle toutes les droites  $R$  sont tangentes. La courbe  $C$  est l'*enveloppe* des droites  $R$ .

La détermination expérimentale des courbes métacentriques, pour diverses formes de surfaces sustentatrices, serait du plus haut intérêt pour l'étude générale de la stabilité longitudinale.

Si on considère non plus seulement les courants aériens parallèles au plan de symétrie des surfaces sustentatrices, mais les courants de direction quelconque, plus ou moins obliques ou latéraux, le lieu des

métacentres n'est plus une courbe mais une surface appelée *surface métacentrique*, dont la connaissance permettrait de résoudre toutes les questions de stabilité. Mais, sous cette forme générale, le problème est tellement complexe qu'il n'est pas possible de l'aborder actuellement.

## RÉSUMÉ DES LOIS DE LA RÉSISTANCE DE L'AIR APPLICABLES A L'AVIATION

Les lois de la résistance de l'air applicables à l'aviation sont celles qui concernent des carènes plus ou moins fuselées et des surfaces obliques, arquées ou planes, attaquant l'air sous de très petits angles. De tout ce qui précède, il résulte que les lois de Newton doivent être remplacées par les suivantes :

1<sup>o</sup> La résistance de l'air est sensiblement proportionnelle à la densité du fluide, au carré de la vitesse et à l'étendue de la surface.

2<sup>o</sup> Les composantes de la résistance normalement et parallèlement au courant aérien sont proportionnelles aux quantités  $\alpha$  et  $r\alpha^n + b$ ,  $\alpha$  étant l'angle d'incidence d'un certain plan invariablement lié à la surface,  $r$  étant un coefficient plus petit que 1,  $b$  étant une constante positive, et  $n$  étant un exposant compris entre 2 et 4.

Quant à la loi donnant la position de la résistance, on ne peut pas en donner un énoncé général ; il faut l'étudier dans chaque cas.

---

## CHAPITRE V.

### THÉORIE DE L'AÉROPLANE.

---

Nature du problème. — Qualité sustentatrice. — Equations d'équilibre en marche horizontale. — Vitesse minima de sustentation. — Vitesse de moindre traction. — Vitesse de moindre puissance. — Vitesses extrêmes réalisables avec une puissance utile donnée. — Vitesse de moindre travail. — Influence de l'altitude. — Montée et descente. — Cas de l'aéroplane sans moteur. — Maximum de poids utile enlevé. — Familles d'aéroplanes semblables. — Minimum de puissance permettant d'enlever un poids utile donné. — Influence de l'inclinaison de l'axe de l'hélice. — La bicyclette aérienne est-elle possible ?

---

La théorie de l'aéroplane doit envisager deux problèmes distincts.

Dans le premier, qui est le plus général, on cherche les relations qui lient les diverses données : poids, surface, angle d'attaque, vitesse, force tractive, puissance motrice, sans se préoccuper de la façon dont la force motrice est produite. On admet que la puissance et la force tractive peuvent varier indépendamment l'une de l'autre, la même puissance motrice pouvant, à volonté, produire une grande force avec une faible vitesse, ou une petite force avec une grande vitesse. On constate que, quand la puissance motrice est plus grande qu'un certain minimum, le vol est possible à diverses allures.

Ces considérations ne peuvent s'appliquer qu'à un aéroplane dont la partie motrice n'est pas encore mise en place ; elles permettent de calculer à l'avance les données d'un aéroplane, et, étant donné la puissance disponible, de déterminer les diverses possibilités que

cette puissance motrice permet de réaliser. Mais pour chacune de ces possibilités on devra aussi calculer la force tractive, et choisir un propulseur approprié à cette force, propulseur qui ne restera pas le même dans tous les cas.

Le problème est tout différent lorsque l'aéroplane est construit, et muni d'un moteur et d'un propulseur déterminés.

La puissance et la force tractive ne sont plus indépendantes ; elles sont assujetties à certaines conditions inhérentes au fonctionnement des moteurs à explosion et des hélices aériennes qu'on utilise en pratique. La puissance normale du moteur ne s'obtient que pour une certaine valeur fixe de la force tractive, et pour une certaine vitesse angulaire ; on ne peut pas modifier cette force et cette vitesse sans diminuer la puissance disponible ; le champ des possibilités est donc plus restreint que dans le premier cas.

Nous croyons qu'il y a avantage, pour la facile compréhension de la théorie, à ne pas commencer par établir des équations très générales et très complètes, très complexes aussi, dont on déduit ensuite des cas particuliers plus simples.

Nous préférons commencer par une théorie relativement simple et élémentaire, suffisante pour donner une idée de la question ; nous la généraliserons ensuite en complétant les données et en envisageant des cas plus complexes.

Disons d'abord quelques mots de la manière dont la question sera abordée. Dans ce qui va suivre, nous n'envisagerons que le mouvement d'un aéroplane en régime établi, dans lequel les diverses forces appliquées se font équilibre, et dont le centre de gravité a un mouvement rectiligne et uniforme.

Grâce à l'existence d'un plan de symétrie, dans lequel sont situées les résultantes des forces ainsi que la trajectoire du centre de gravité, les équations d'équilibre se réduisent à trois : deux pour exprimer que la somme des projections des forces est nulle, et une pour exprimer que la somme des moments par rapport à un point quelconque est nulle. Encore cette dernière équation, qui exprime ce que l'on appelle

l'équilibre longitudinal, sera-t-elle mise de côté pour le moment, la question de l'équilibre longitudinal devant plutôt être traitée en même temps que la question de stabilité.

En somme nos équations se réduiront donc à deux ; nous nous bornons à la *recherche du mouvement du centre de gravité dans un aéroplane en équilibre.*

### QUALITÉ SUSTENTATRICE.

Définissons d'abord ce que le Colonel Renard a appelé *qualité sustentatrice* d'une surface. Cette définition résulte de la comparaison de la surface avec un sustentateur-type, constitué par un plan mince carré orthogonal, qui, pour maintenir en l'air le même poids, dépenserait le même travail.

Soit  $S$  la surface considérée, qui supporte un poids  $P$  en dépensant un certain travail  $T$  par seconde ; soit  $\Sigma$  la surface du sustentateur carré orthogonal qui absorberait le même travail ; la qualité sustentatrice  $q$  de la surface  $S$  est par définition le rapport  $\frac{\Sigma}{S}$  :

$$q = \frac{\Sigma}{S}$$

Considérons d'abord un sustentateur  $S$  orthogonal. Soit  $V$  la vitesse de refoulement, on a :

$$P = KSV^2$$

$K$  étant le coefficient de résistance applicable à la surface. Le travail  $T$  par seconde a pour expression :

$$T = PV = KSV^3$$

Remarquons que l'on a :

$$\frac{T^2}{P^3} = \frac{K^2 S^2 V^6}{K^3 S^3 V^6} = \frac{1}{KS}$$



La quantité  $\frac{T^2}{P^3}$  est donc une constante pour la surface considérée.

Pour le sustentateur-type composé d'un plan mince carré, pour lequel le coefficient de résistance est  $\varphi$ , quantité connue égale à 0,08, on a de même :

$$P = \varphi \Sigma V^2$$

$$T = \varphi \Sigma V^3$$

$$\frac{T^2}{P^3} = \frac{1}{\varphi \Sigma}$$

On a donc :

$$\frac{1}{KS} = \frac{1}{\varphi \Sigma}$$

d'où :

$$\frac{K}{\varphi} = \frac{\Sigma}{S} = q$$

La qualité est donc égale au rapport des coefficients  $\frac{K}{\varphi}$ .

Si on remplace  $K$  par  $\varphi q$  dans l'expression de  $\frac{T^2}{P^3}$ , il vient :

$$\frac{T^2}{P^3} = \frac{1}{\varphi q S} \quad (15)$$

Cette équation montre que le carré du travail nécessaire pour soulever un poids  $P$  avec la surface  $S$  varie en raison inverse de la qualité  $\varphi$ .

Il y a donc avantage à augmenter la qualité pour diminuer le travail ; la qualité est la mesure de la valeur de la surface comme sustentateur.

Voyons ce que devient la qualité sustentatrice dans le cas de l'attaque oblique, c'est-à-dire pour un aéroplane. On appelle encore *qualité sustentatrice* le rapport entre la surface  $\Sigma$  d'un plan carré

qui donne la sustentation orthogonale avec le même travail, et la surface  $S$ . Si la surface  $S$  se déplace horizontalement sous un petit angle d'attaque  $i$ , les composantes  $H$  et  $F$  de la réaction suivant la verticale et l'horizontale peuvent s'écrire :

$$H = hSV^2 = P$$

$$F = fSV^2$$

$h$  et  $f$  étant des coefficients qui dépendent de la forme du sustentateur et de l'angle d'attaque. On a pour le travail :

$$T = FV$$

Formons l'expression  $\frac{T^2}{P^3}$  :

$$\frac{T^2}{P^3} = \frac{f^3 S^3 V^6}{h^3 S^3 V^6} = \frac{1}{S} \frac{f^2}{h^3}$$

On a donc :

$$\frac{T^2}{P^3} = \frac{1}{S} \frac{f^2}{h^3} = \frac{1}{\varphi \Sigma}$$

d'où :

$$\frac{1}{\varphi} \frac{h^3}{f^2} = \frac{\Sigma}{S} = \eta$$

La qualité sustentatrice est proportionnelle au rapport  $\frac{h^3}{f^2}$ . Par suite le travail nécessaire à la sustentation est inversement proportionnel au rapport  $\frac{h^{3/2}}{f}$ . C'est donc ce rapport  $\frac{h^{3/2}}{f}$ , et non le rapport  $\frac{h}{f}$ , dont le maximum caractérise le profil optimum.

On constate que l'on a, comme précédemment :

$$\frac{T^2}{P^3} = \frac{1}{\varphi \eta S} \quad (15)$$

Si, comme on l'a cru longtemps avec Newton, la réaction de l'air était normale au plan et proportionnelle au carré du sinus de l'angle d'incidence, on aurait pour les petits angles :

$$R = KSV^2 i^2$$

$$h = K i^2$$

$$f = K i^3$$

d'où :

$$q = \frac{1}{\varphi} \frac{K^3 i^6}{K^2 i^6} = \frac{K}{\varphi} = \text{constante.}$$

La qualité serait constante et de même forme que pour l'attaque orthogonale. Le travail du vol serait le même dans les deux cas. Or cela est contredit par l'observation, qui nous montre que les oiseaux volent avec beaucoup moins d'effort quand ils se propulsent de manière à obtenir l'attaque oblique. En réalité, nous avons vu que la réaction de l'air est, pour les petits angles, proportionnelle à l'angle d'incidence, et qu'on peut écrire :

$$R = KSV^2 i$$

$$h = K i$$

$$f = K i^2 r$$

d'où :

$$q = \frac{1}{\varphi} \frac{K^3 i^3}{K^2 i^4 r^2} = \frac{K}{\varphi r^2} \frac{1}{i}$$

La qualité n'est donc pas une constante caractéristique de la surface ; elle est fonction de l'angle d'incidence ; elle augmente indéfiniment lorsque  $i$  tend vers zéro. Par suite, le travail nécessaire au vol peut être rendu aussi petit qu'on voudra. C'est en cela que consiste l'avantage énorme de la sustentation oblique sur la sustentation orthogonale. Toutefois, plus l'angle d'attaque diminue, plus la vitesse doit

augmenter, et avec elle le travail perdu en résistances de frottement. Il faut donc en tenir compte et traiter le problème plus complètement; nous verrons ainsi qu'il y a un certain angle d'attaque qui correspond au minimum de travail.

L'attaque oblique est donc un moyen d'augmenter la qualité. Deux autres moyens permettent de l'améliorer encore. Ce sont :

1° L'allongement des surfaces dans le sens perpendiculaire à la marche. Nous avons vu précédemment que cet allongement augmente la réaction par unité de surface dans un rapport qui peut aller jusqu'à  $\frac{5}{2}$ . La qualité est augmentée dans le même rapport.

2° La courbure des surfaces. La courbure a pour effet d'augmenter légèrement la grandeur de la réaction, et, sous certains angles d'attaque, de diminuer le rapport de la composante horizontale à la composante verticale. Ainsi,  $h$  augmente, et  $\frac{h}{f}$  augmente également. Pour cette double raison,  $\frac{h^3}{f^2}$  augmente. Il en est donc de même pour la qualité.

Par suite, le travail nécessaire devient moindre (toutefois l'avantage de la courbure est très faible, beaucoup moindre qu'on ne le croit généralement).

Ce sont ces avantages de la sustentation oblique qui, joints à la suppression des mouvements alternatifs, font de l'aéroplane le sustentateur le plus économique et le moins difficile à réaliser mécaniquement.

## THÉORIE DE L'AÉROPLANE.

La théorie de l'aéroplane a été donnée en premier lieu par Alphonse Pénaud, en 1873, et complétée par le colonel Charles Renard. Tous deux partaient d'hypothèses très simples sur la résistance de l'air, qu'ils considéraient comme normale à la surface sustentatrice supposée

plane, et proportionnelle à l'angle d'incidence ou à son sinus. De sorte que si  $S$  est la surface sustentatrice qui se déplace horizontalement à la vitesse  $V$  sous l'angle d'attaque  $i$ , les deux composantes  $h$  et  $f$  de la réaction, perpendiculaire et parallèle au vent relatif, s'expriment par :

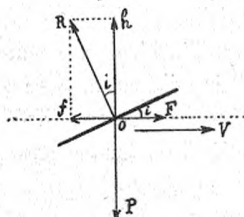


FIG. 70.  
Schéma de l'aérodynamique.

$$\begin{cases} h = R \cos i = KSV^2 \sin i \cos i \\ f = R \sin i = KSV^2 \sin^2 i \end{cases}$$

ou, comme les angles sont petits et qu'on peut assimiler le sinus à l'angle et le cosinus à l'unité :

$$\begin{cases} h = KSV^2 i \\ f = KSV^2 i^2 \end{cases}$$

$K$  étant, comme nous l'avons vu, un coefficient qui dépend de la forme du plan. Outre cette force normale, qui existerait seule si les frottements étaient nuls, la réaction de l'air comporte une petite composante due au frottement et à la réaction sur l'arête antérieure, composante qui s'exprime par la formule générale de la résistance de l'air :

$$f_1 = K_1 SV^2$$

ou, en posant :

$$K_1 = K b : \quad f_1 = KSV^2 b$$

$b$  étant un coefficient qui dépend de la forme du plan, de son épaisseur et de sa matière. Nos équations deviennent donc :

$$\begin{cases} h = KSV^2 i \\ f = KSV^2 (i^2 + b). \end{cases}$$

Les premiers auteurs admettaient que la composante de frottement restait sensiblement la même quel que soit  $i$ , c'est-à-dire que  $b$  était

une constante. La signification du terme  $KSV^2b$  s'obtiendrait alors en faisant  $i = 0$ ; c'est la résistance éprouvée par le plan quand il se présente par la tranche, sous une incidence nulle.

Or cette hypothèse n'est pas exacte; lorsque l'incidence augmente, l'expérience montre que la réaction de l'air, d'abord inclinée en arrière de la normale, passe en avant de la normale. Le terme  $KSV^2b$  ne reste donc pas constant; d'abord positif, il diminue et change même de signe.

Mais il y a un moyen de le laisser constant, ce qui est avantageux pour les calculs; il suffit d'affecter le terme  $KSV^2i^2$  d'un coefficient de réduction  $r$  un peu plus petit que 1.

On a alors :

$$\begin{cases} h = KSV^2 i \\ f = KSV^2 (ri^2 + b) \end{cases} \quad (1)$$

Cette modification a été, comme nous l'avons vu plus haut, proposée en 1908 par M. Soreau.

Ainsi écrites, et  $b$  étant une constante, les formules (1) représentent à peu près la réaction de l'air sur un plan aux faibles incidences utilisées en aviation.

Nous allons donc les prendre pour point de départ de la théorie de l'aéroplane, comme première approximation.

Toutefois, elles ne sont pas absolument exactes même pour des surfaces planes, et elles ne le sont réellement pas du tout pour des surfaces arquées. Nous referons donc la théorie avec les formules (2) plus exactes indiquées page 112; nous verrons que les théorèmes conservent la même allure, mais que les résultats numériques sont différents.

Reprenons pour le moment les formules (1).

Nous admettons qu'elles s'appliquent aux surfaces de l'aéroplane à étudier. Nous admettons même qu'elles s'appliquent à un aéroplane composé, pour des raisons de stabilité, de plusieurs surfaces ayant des angles d'attaque légèrement différents. Nous allons définir dans ce cas ce qu'on appelle l'*angle d'attaque* de l'aéroplane.

Soient  $K_1 S_1 i_1$ ,  $K_2 S_2 i_2$ , etc., les caractéristiques des diverses surfaces. Nous définirons la surface  $S$  de l'aéroplane par :

$$\Sigma S_n = S.$$

Posons :

$$\Sigma K_n S_n = KS$$

Cette équation définit  $K$ , coefficient de résistance applicable à l'ensemble de la surface.

Enfin posons :

$$\Sigma K_n S_n i_n = KS i$$

Cette équation définit l'angle d'attaque  $i$  de l'aéroplane. Montrons que cet angle varie de la même manière que les angles  $i_1, i_2$ , etc. c'est-à-dire qu'il définit un plan fictif invariablement lié à l'aéroplane. Supposons en effet que l'aéroplane tourne de l'angle  $\varepsilon$ . Tous les angles  $i_1, i_2$ , etc., augmentent de  $\varepsilon$ .

La quantité  $\Sigma K_n S_n i_n$  devient :

$$\Sigma K_n S_n (i_n + \varepsilon) = \Sigma K_n S_n i_n + \Sigma K_n S_n \varepsilon$$

ou, d'après les définitions ci-dessus de  $K$  et de  $i$  :

$$S K_n S_n (i_n + \varepsilon) = KS i + KS \varepsilon = KS (i + \varepsilon)$$

On voit que l'angle  $i$ , ainsi défini, a bien augmenté lui aussi de  $\varepsilon$ . Le plan fictif est donc resté invariablement lié à l'appareil.

L'expression de  $h$  restera donc de la forme :

$$h = KSV^2 i.$$

Nous admettons que l'expression de  $f$  reste aussi de la même forme que pour un plan unique :

$$f = KSV^2 (ri^2 + b)$$

grâce au choix convenable des coefficients  $r$  et  $b$ . Cette hypothèse n'est pas rigoureuse, mais elle est du même ordre d'approximation que les formules (1).

## EQUATIONS D'ÉQUILIBRE DE L'AÉROPLANE EN MARCHE HORIZONTALE.

Nous allons décrire que l'aéroplane est en équilibre sous l'action des forces qui lui sont appliquées. Ces forces sont au nombre de 4, savoir :

1<sup>o</sup> Le poids  $P$ .

2<sup>o</sup> La réaction de l'air sur les surfaces sustentatrices, réaction qui a pour composantes verticale et horizontale  $h$  et  $f$ .

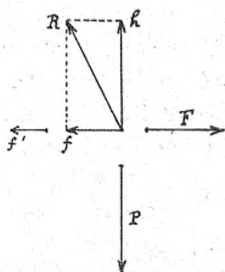


FIG. 71. — Forces appliquées à l'aéroplane.

3<sup>o</sup> La réaction  $f'$  de l'air sur les organes autres que les plans (bâti, haubans, train d'atterrissage, moteur, etc.) ;

Cette réaction entièrement nuisible, est horizontale et de la forme

$$f' = K'S'V^2$$

$S'$  étant la surface totale que ces organes opposent à l'avancement, et  $K'$  un coefficient de résistance dépendant de leur forme ;

4<sup>o</sup> La force tractive  $F$ , que nous appellerons *traction*. On sait par expérience qu'elle est beaucoup plus petite que  $P$ . Elle n'est pas tout à fait horizontale, et sa direction n'est pas absolument constante, puisqu'elle varie avec l'angle d'attaque ; néanmoins en pratique elle ne diffère jamais beaucoup de l'horizontale, de sorte que sa projection sur la verticale est très petite et peut être négligée, ce qui revient à considérer la traction comme sensiblement horizontale.

En projetant les forces sur la verticale et sur l'horizontale, et en exprimant qu'elles se font équilibre, on obtient :

$$\begin{cases} P = h \\ F = f + f' \end{cases}$$



ou, en remplaçant  $h$ ,  $f$  et  $f'$  par leurs valeurs précédemment indiquées :



$$\begin{cases} P = KSV^2 i \\ F = KSV^2 ri^2 + K_1SV^2 + K'SV^2 \end{cases}$$

Le terme  $KSV^2 ri^2$  peut s'écrire  $Pri$ .

Le terme  $K_1SV^2$ , étant une résistance de pénétration analogue à  $K'SV^2$ , peut rentrer dans ce dernier terme, qui comprendra ainsi l'ensemble de toutes les résistances de pénétration de l'appareil. D'où enfin :

$$\begin{cases} P = KSV^2 i & (3) \\ F = Pri + K'SV^2 & (4) \end{cases}$$

Telles sont les équations d'équilibre de l'aéroplane en marche horizontale.  $Pri$  sera appelée *résistance de sustentation* ; c'est elle qui permet d'obtenir la composante sustentatrice. La résistance de sustentation dépend de  $i$  ; elle tend vers zéro lorsque l'angle d'attaque tend vers zéro.

$K'SV^2$  est la *résistance de pénétration* ; elle ne dépend pas de l'angle d'attaque, du moins directement ; mais comme elle est fonction de la vitesse, qui elle-même dépend de l'angle d'attaque, la résistance de pénétration varie avec l'angle d'attaque.

Nous allons déduire diverses conséquences des équations (3) et (4).

D'après (2), on voit que  $V^2i$  reste constant : le carré de la vitesse varie en raison inverse de l'angle d'attaque.

### VITESSE MINIMA DE SUSTENTATION.

A chaque valeur de  $i$  correspond une valeur de la vitesse. Mais la réciproque n'est pas vraie, car si la vitesse est faible l'angle correspondant donné par la formule (3) sera grand, et on sait que pour les angles de plus de  $45^\circ$  la formule n'est plus valable. Il faut donc se garder de raisonner comme suit : la formule  $P = KSV^2i$  montre

qu'à chaque vitesse  $V$  donnée correspond un seul angle d'attaque possible, donné par  $i = \frac{P}{KSV^2}$ .

Il est nécessaire de reprendre la courbe expérimentale donnant la composante verticale de la réaction aux diverses incidences sur une

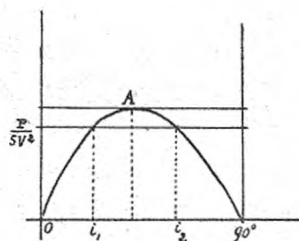


FIG. 72.  
Régimes de sustentation.

surface égale à l'unité et pour l'unité de vitesse (fig. 72). Coupons cette courbe par la droite d'ordonnée

$\frac{P}{SV^2}$ , on obtient ainsi deux points d'intersection correspondant aux angles d'attaque  $i_1$  et  $i_2$ ; pour ces deux angles, à la vitesse  $V$ , la composante verticale de la réaction est  $P$ . Ainsi, à une vitesse donnée

correspondent deux angles d'attaque différents.

Mais pour que la solution existe, il faut que la droite d'ordonnée  $\frac{P}{SV^2}$  coupe la courbe.

Appelons  $a$  l'ordonnée maxima de la courbe, il faut que :

$$\frac{P}{SV^2} < a$$

ou :

$$V > \sqrt{\frac{P}{Sa}}$$

Il y a donc un minimum pour  $V$ , une *vitesse minima de sustentation*; si la vitesse n'atteint pas ce minimum, la sustentation est impossible avec l'appareil considéré, quel que soit l'angle d'attaque et quelle que soit la puissance du moteur. Sous cette réserve, à chaque vitesse correspondent deux angles d'attaque, mais l'angle  $i_2$  n'est pas donné par les formules classiques, qui ne tiennent pas compte de la branche descendante de la courbe.

# VITESSE DE MOINDRE TRACTION.

Nous allons montrer qu'il y a une certaine vitesse pour laquelle l'effort de traction est minimum.

Éliminons  $i$  dans l'expression de  $F$  donnée par l'équation (3). On obtient :

$$F = \frac{P^2 r}{K S V^2} + K' S' V^2 \quad (5)$$

Cette équation exprime la variation de la traction en fonction de la vitesse.

$F$  est la somme de deux termes, qui varient en sens inverse l'un de l'autre, et dont le produit est constant.  $F$  passe donc par un minimum quand les deux termes sont égaux. D'où ce théorème :

THÉOREME I. — *Le minimum de traction a lieu quand la résistance de sustentation est égale à la résistance de pénétration.*

On a alors :

$$\frac{P^2 r}{K S V^2} = K' S' V^2$$

d'où :

$$V^4 = \frac{P^2 r}{K S K' S'}$$

ainsi la traction est minimum pour une certaine vitesse  $V_1$  que nous appellerons *vitesse de moindre traction* et qui est définie par l'équation :

$$V_1^4 = \frac{P^2 r}{K S K' S'} \quad (6)$$

La vitesse de moindre traction est très intéressante pour plusieurs raisons.

C'est elle qui permet d'effectuer un trajet donné en dépensant le minimum de travail utile, puisque le travail est le produit de l'effort par le chemin parcouru.

À égalité de rendement, c'est donc la vitesse qui permet de parcourir un trajet donné en dépensant le minimum de combustible. C'est aussi celle qui permet de parcourir le plus grand trajet possible, avec une provision de combustible donnée. Par suite, elle est avantageuse à adopter pour un concours de consommation ou un concours de distance.

D'ailleurs, au point de vue du rendement elle est également très favorable, car, comme nous le verrons, le rendement des hélices propulsives est d'autant plus grand que la traction est plus faible.

La valeur du minimum de traction se calcule facilement en remarquant que, quand les deux termes dont se compose la traction sont égaux, ils sont tous deux égaux à la racine carrée de leur produit, lequel est constamment égal à  $\frac{P^2 r K' S'}{KS}$ .

Le minimum de traction  $F_1$  a donc pour valeur :

$$F_1 = 2P \sqrt{r \frac{K' S'}{KS}} \quad (7)$$

La formule (5) peut se représenter par une courbe obtenue en portant les vitesses en abscisses et les tractions correspondantes en ordonnées. La courbe a un minimum  $F_1$  pour la vitesse  $V_1$ . En deçà et au delà de cette vitesse, la traction augmente.

$V_m$  est la vitesse minima de sustentation. Les courbes en pointillé représentent la résistance de sustentation, qui va en décroissant, et la résistance de pénétration, qui va en croissant avec la vitesse.

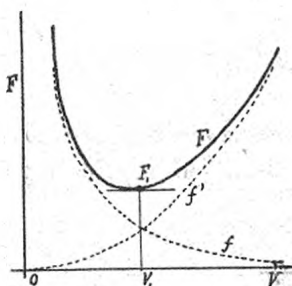


FIG. 73. — Courbe de la traction en fonction de la vitesse.

en croissant avec la vitesse.

Le travail utile par seconde à la vitesse de moindre traction est :

$$T_1 = F_1 V_1 = 2P^{3/2} \sqrt{r^3 \frac{K'S'}{K^3 S^3}}$$

Pour obtenir l'angle de moindre traction  $i_1$ , il suffit d'écrire, dans l'équation (4), que les deux termes dont se compose  $F$  sont égaux :

$$Pri = K'S'V^2$$

d'où, en éliminant  $V$  par l'équation (3) :

$$Pri = \frac{K'S'P}{KS i}$$

d'où :

$$i_1 = \sqrt{\frac{1}{r} \frac{K'S'}{KS}} \quad (8)$$

on remarque que l'angle  $i_1$  est indépendant du poids  $P$ .

On peut exprimer le rapport  $\frac{F}{F_1}$  (traction rapportée au minimum de traction) uniquement en fonction du rapport  $\frac{V}{V_1}$  (vitesse rapportée à la vitesse de moindre traction).

On a en effet :

$$\begin{aligned} F_1 &= \frac{2P^2 r}{KSV_1^2} = 2K'S V_1^2 \\ \frac{F}{F_1} &= \frac{\frac{P^2 r}{KSV^2}}{\frac{P^2 r}{KSV_1^2}} + \frac{K'S'V^2}{F_1} = \frac{\frac{P^2 r}{KSV^2}}{\frac{P^2 r}{KSV_1^2}} + \frac{K'S'V^2}{2K'S'V_1^2} \\ \frac{F}{F_1} &= \frac{V_1^2}{2V^2} + \frac{V^2}{2V_1^2} \\ \frac{F}{F_1} &= \frac{1}{2} \left[ \frac{1}{\left(\frac{V}{V_1}\right)^2} + \left(\frac{V}{V_1}\right)^2 \right] \quad (9) \end{aligned}$$

Telle est la formule très simple qui permettra de calculer comment varie la traction lorsqu'on s'écarte de la vitesse de moindre traction.

Voyons notamment ce qui se passe si on double la vitesse. La traction ne quadruple pas, comme on le croit souvent à tort ; elle devient, en prenant  $\frac{V}{V_1} = 2$  :

$$\frac{F}{F_1} = \frac{1}{2} \left[ \frac{1}{2^2} + 2^2 \right] = \frac{17}{8} = 2,125$$

Elle ne fait donc que doubler, à peu de chose près. Elle prend du reste la même valeur si, au lieu de doubler, on diminue de moitié la vitesse.

Elle ne devient quadruple que si la vitesse est multipliée par 2,8.

On peut de même exprimer l'angle d'attaque  $i$ , rapporté à  $i_1$ , en fonction de  $\frac{V}{V_1}$ . Comme  $V^2 i$  est une quantité constante, on a :

$$V^2 i = V_1^2 i_1$$

d'où :

$$\frac{i}{i_1} = \frac{1}{\left(\frac{V}{V_1}\right)^2}.$$

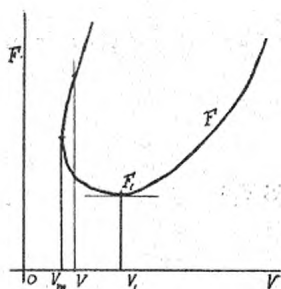


FIG. 74.

Courbe exacte de la traction.

Rappelons que les formules ci-dessus ne sont pas valables pour les très faibles vitesses ; nous avons vu en effet que la vitesse a un minimum  $V_m$ , correspondant à un certain angle d'attaque ; si on augmente cet angle, il faut de

nouveau augmenter la vitesse. A chaque vitesse  $V$  correspondent deux angles, et par suite deux valeurs de la traction ; la courbe exacte est représentée fig. 74.

### VITESSE DE MOINDRE PUISSANCE.

La puissance motrice  $T$  utilisée, autrement dit le travail utile par seconde, est le produit de la traction par la vitesse :

$$T = FV.$$

D'après l'équation (5) on a :

$$T = \frac{P^2_r}{KSV} + K'S'V^3 \quad (10)$$

Cette équation exprime la variation de la puissance  $T$  en fonction de la vitesse. La puissance se compose de deux termes ; l'un est le *travail de sustentation*, qui tend vers zéro quand la vitesse augmente ; l'autre est le *travail de pénétration*, qui augmente indéfiniment avec  $V$ .

Comme la traction, la puissance passe par un minimum pour une certaine valeur de  $V$ .

On obtient ce minimum en égalant à zéro la dérivée de  $T$  par rapport à  $V$  :

$$-\frac{P^2_r}{KSV^2} + 3K'S'V^2 = 0 \quad (11)$$

d'où :

$$V^4 = \frac{P^2_r}{3KS K'S'}$$

Il existe donc une *vitesse de moindre puissance*  $V_0$  définie par :

$$V_0^4 = \frac{P^2_r}{3KS K'S'} \quad (12)$$

L'équation (10) peut se traduire par une courbe de la puissance en

fonction de la vitesse. Cette courbe a un minimum  $T_0$  pour la vitesse  $V_0$ . Les courbes en pointillé indiquent le travail de sustentation et le travail de pénétration. De

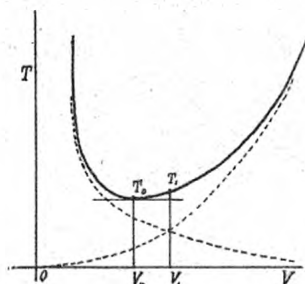


FIG. 75. — Courbe de la puissance en fonction de la vitesse.

même que la courbe des tractions, la courbe de la puissance n'existe qu'au dessus d'une certaine valeur minima de la vitesse.

De l'équation (11) on tire :

$$\frac{P^2 r}{KSV^2} = 3K'S'V^2$$

Le premier terme est la résistance de sustentation ; le second est la résistance de pénétration multipliée par 3. D'où ce théorème :

**THÉOREME II.** — *Le minimum de puissance a lieu lorsque la résistance de sustentation est triple de la résistance de pénétration.*

La vitesse de moindre puissance est celle qui permet de voler avec le minimum de puissance motrice, donc avec le moteur le plus faible ; ou encore, c'est celle qui permet d'enlever le maximum de poids avec une puissance donnée ; enfin, c'est celle qui permet de voler avec le minimum de consommation de combustible par unité de temps. Par suite, elle est à adopter dans un concours de durée, ou dans un concours de poids utile enlevé.

Théoriquement elle est donc très intéressante ; mais il ne s'agit ici que de la puissance utile, toute question de rendement mise à part. Or, dans la réalité le rendement des propulseurs varie avec la vitesse, de sorte que le minimum de puissance *dépensée* n'a pas lieu en même temps que le minimum de puissance *utilisée*. Il y aurait donc lieu de considérer la *vitesse de moindre puissance dépensée* ; elle serait un peu plus grande que celle que nous venons de trouver. C'est celle qu'adoptent nécessairement les aéroplanes qui ne disposent



que de la puissance strictement nécessaire. Mais nous ne pourrons l'étudier que quand nous aurons vu la théorie des hélices propulsives.

Si on compare  $V_0$  avec  $V_1$ , on remarque que :

$$\left(\frac{V_1}{V_0}\right)^4 = 3$$

$$\frac{V_1}{V_0} = \sqrt[4]{3} = 1,32$$

ou encore :

$$\frac{V_0}{V_1} = 0,76$$

Ainsi, les deux vitesses  $V_1$  et  $V_0$  sont dans un rapport invariable, égal à  $\sqrt[4]{3}$ .

La vitesse de moindre puissance est la plus petite ; en réalité l'écart est moindre que ne l'indique la formule, puisque nous venons de voir que la vitesse de moindre puissance *dépensée* est plus grande que  $V_0$ .

Les angles d'attaque, variant dans le rapport inverse des carrés des vitesses, sont dans le rapport de 4 à  $\sqrt{3}$ . On a donc :

$$i_0 = \sqrt{\frac{3}{r} \frac{K'S'}{KS}}$$

La puissance minima se calcule facilement ; on trouve :

$$T_0^4 = \frac{4^4}{3^3} \frac{K'S'}{K^3S^3} P^{6,3}.$$

Cette formule permet d'étudier l'influence des divers facteurs du problème. Ainsi on peut voir que, comme pour l'orthoptère, le carré de la puissance varie comme le cube du poids.

Si on compare la puissance minima  $T_0$  à la puissance  $T_1$  nécessaire dans le cas de la moindre traction, on trouve :

$$\frac{T_1}{T_0} = \frac{3^{3/4}}{2} = 1,14$$

### QUALITÉ MAXIMA.

Lorsque la puissance est minima, la qualité est maxima.

La qualité s'obtient par l'équation trouvée précédemment :

$$\frac{T^2}{P^3} = \frac{1}{\varphi q S}$$

d'où :

$$q = \frac{1}{\varphi S} \frac{P^3}{T^2}$$

Dans le cas où  $T$  est égal à la puissance minima  $T_0$ , on a, en remplaçant  $T_0$  par la valeur trouvée ci-dessus :

$$q = \frac{3^{3/2}}{2^4 r^{3/2}} \frac{K}{\varphi} \sqrt{\frac{KS}{K'S'}}$$

Telle est la valeur de la qualité maxima. Les rapports  $\frac{K}{\varphi}$  et  $\frac{KS}{K'S'}$  sont très grands ; la qualité peut ainsi, dans les appareils actuels, dépasser 40, de sorte que la puissance nécessaire à la sustentation est 6 à 7 fois plus faible que celle qui serait nécessaire à un orthoptère de même surface.

On peut exprimer la puissance, rapportée à la puissance minima, en fonction du rapport  $\frac{V}{V_0}$  entre la vitesse considérée et la vitesse de moindre puissance. On a en effet :

$$\begin{aligned} T_0 &= 4 K'S' V_0^3 = \frac{4}{3} \frac{P^2 r}{K S V_0} \\ \frac{T}{T_0} &= \frac{\frac{P^2 r}{K S V}}{\frac{4}{3} \frac{P^2 r}{K S V_0}} + \frac{K'S' V^3}{4 K'S' V_0^3} \\ \frac{T}{T_0} &= \frac{3}{4 \frac{V}{V_0}} + \frac{1}{4} \left( \frac{V}{V_0} \right)^3 \quad (13) \end{aligned}$$

Telle est la formule simple qui permet de calculer les variations de la puissance quand on s'écarte de la vitesse de moindre puissance. En particulier, si on double la vitesse, la puissance n'est pas multipliée par 8, comme on le croit souvent à tort ; elle devient :

$$\frac{T}{T_0} = \frac{3}{4.2} + \frac{1}{4} \cdot 2^3 = \frac{3}{8} + \frac{8}{4} = 2,375.$$

La puissance est donc un peu plus que doublée. Si on triple la vitesse, la puissance est multipliée par 7. Il faut multiplier la vitesse par 3,4 pour que la puissance soit multipliée par 8. Le tableau ci-dessous permet de suivre les variations de la puissance avec la vitesse :

$\frac{V}{V_0}$	0,25	0,5	0,75	1	1,25	1,5	1,75	2	3	4	5
$\frac{T}{T_0}$	3	1,5	1,1	1	1,1	1,34	1,74	2,4	7	16	31

On voit que, pour tripler ou quadrupler la vitesse, il faudrait disposer d'une puissance énorme ; mais par contre, quand la vitesse se maintient aux environs de  $V_0$ , la puissance varie très peu ; autrement dit, un léger excès de puissance disponible permet de faire varier la vitesse entre des limites assez étendues. Ainsi, avec un excédent de puissance de 10 %, la gamme des vitesses possibles est comprise entre 0,75  $V_0$  et 1,25  $V_0$  ; c'est-à-dire, si  $V_0 = 70$  kilomètres à l'heure, entre 52 k. et 87 k.

Si l'excédent atteint 46 %, la vitesse pourra varier entre 0,68  $V_0$  et 1,36  $V_0$  (du simple au double) ou entre 48 et 96 k. à l'heure.

Si l'excédent atteint 400 %, par exemple si l'on a un moteur de 400 chevaux alors que 50 chevaux peuvent suffire, la vitesse peut varier de 0,38  $V_0$  à 1,85  $V_0$ , soit de 27 k. à 130 k. à l'heure.

C'est dans ce sens qu'on peut chercher l'augmentation des vitesses actuelles.

Par contre, il y a peu à gagner en réduisant les résistances de pénétration.

La formule (12) montre que  $V_0$  varie en raison inverse de la racine quatrième de  $K'S'$ ; pour doubler  $V_0$ , il faudrait que  $K'S'$  fût divisé par 16, ce qui n'est guère imaginable. Si on arrive à réduire  $K'S'$  de moitié, on n'augmentera  $V_0$  que dans le rapport de 4 à 4,19.

Comme la vitesse  $V_1$  de moindre traction est pratiquement plus intéressante que celle de moindre puissance, nous allons, comme complément à la formule (13), exprimer le rapport  $\frac{T}{T_1}$  (puissance rapportée à la puissance de moindre traction) en fonction de  $\frac{V}{V_1}$ .

On trouve facilement :

$$\frac{T}{T_1} = \frac{1}{2} \left[ \frac{1}{\frac{V}{V_1}} + \left( \frac{V}{V_1} \right)^3 \right] \quad (14)$$

Rappelons que l'on a d'après l'équation (9) .

$$\frac{F}{F_1} = \frac{1}{2} \left[ \frac{1}{\left( \frac{V}{V_1} \right)^2} + \left( \frac{V}{V_1} \right)^2 \right]$$

telles sont les expressions de la traction et du travail en fonction de la vitesse.

Il est préférable de les exprimer ainsi que de les exprimer en fonction de l'angle d'attaque, comme l'a fait M. Soreau, pour cette raison que l'angle d'attaque est une chose fictive qui ne correspond à aucune représentation matérielle; ce n'est qu'un *artifice de calcul* qu'il faut éliminer des formules le plus tôt possible. Au contraire la vitesse est le véritable résultat tangible.

Le tableau suivant donne quelques résultats numériques relatifs à la variation de  $V$ ,  $F$  et  $T$  :

$\frac{V}{V_1}$	$\frac{F}{F_1}$	$\frac{T}{T_1}$	$\frac{V}{V_0}$	$\frac{F}{F_0}$	$\frac{T}{T_0}$
0,38	3,5	1,3	0,5	3	1,5
0,5	2,125	1,06	0,66	1,85	1,2
0,76	1,45	0,88	1	1	1 (min.)
1	1 (min.)	1	1,32	0,87	1,14
1,52	1,37	2,1	2	1,2	2,4
2	2,125	4,25	2,64	1,85	4,8
2,28	2,7	6,1	3	2,35	7

On peut remarquer que la vitesse de moindre traction permet, avec un excédent de puissance de 14 % seulement d'augmenter la vitesse de 32 %. Elle paraît donc avantageuse, si toutefois on peut l'atteindre. Car si on ne dispose que de la puissance strictement nécessaire, la vitesse de moindre puissance seule peut être atteinte. De toute manière, c'est cette dernière qui fatigue le moins le moteur, et on ne doit pas oublier que « qui veut voyager loin ménage sa monture ». Un moteur trop poussé chauffe et grippe bientôt. Du reste, nous verrons ci-après que, pour les surfaces arquées, les vitesses  $V_0$  et  $V_1$  sont en réalité beaucoup plus voisines l'une de l'autre que les formules précédentes ne l'indiquent. La considération du rendement les rapprochant encore, on arrive à la très importante conclusion pratique suivante :

*La vitesse de moindre traction et la vitesse de moindre puissance dépensée sont très peu différentes, et dans la pratique on peut les confondre.*

A ce propos, signalons l'incertitude qui s'attache souvent à l'expression fréquemment employée de *vitesse de régime*, expression dont on donne souvent des définitions contradictoires entre elles.

On doit, selon nous, réserver cette appellation pour quelque chose qui n'est aucune des vitesses ci-dessus définies.

Ce sera la vitesse que prend réellement un aéroplane marchant en ligne horizontale sous l'impulsion de ses hélices. Nous la définirons plus loin (v. page 199).

### VITESSES MAXIMA ET MINIMA REALISABLES AVEC UNE PUISSANCE UTILE DONNEE.

La formule (13) :

$$\frac{T}{T_0} = \frac{3}{4} \frac{V}{V_0} + \frac{1}{4} \left( \frac{V}{V_0} \right)^3$$

permet, si on dispose d'une puissance utile  $T$  plus grande que  $T_0$ , de calculer les vitesses qui lui correspondent.

Sur la courbe (fig. 76) on trouve immédiatement ces vitesses en coupant la courbe de la puissance par l'horizontale d'ordonnée  $T$ .

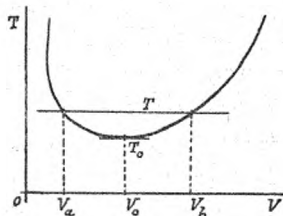


FIG. 76.  
Vitesses maxima et minima.

On trouve deux vitesses  $V_a$  et  $V_b$ , l'une plus petite, l'autre plus grande que  $V_0$ . Ces vitesses sont les vitesses extrêmes réalisables avec la puissance donnée. Toutes les vitesses intermédiaires sont également réalisables, et laissent même un excédent de puissance disponible. On peut

utiliser cet excédent pour emporter un supplément de poids utile, ou pour monter.

*Maximum de poids qu'on peut enlever avec une puissance donnée et un aéroplane donné.* — On obtient ce maximum  $P_m$  en

écrivait que, avec ce poids, la puissance disponible  $T$  est la moindre puissance :

$$T^4 = \frac{4^4}{3^3} \frac{K'S'}{K^3S^3} P_m^6 r^3$$

d'où :

$$P_m^6 = \frac{3^3}{4^4} \frac{T^4}{r^3} \frac{K^3S^3}{K'S'}$$

### VITESSE DE MOINDRE TRAVAIL.

La vitesse de moindre traction est aussi celle de moindre travail sur un parcours donné, pourvu toutefois qu'il n'y ait pas de vent.

Si on tient compte du vent qui est rarement nul, il existe une *vitesse de moindre travail* distincte de la précédente. On pourrait sans grande difficulté envisager un vent variable ou oblique ; bornons-nous à envisager le cas simple d'un vent constant et paral-

lèle au mouvement, c'est-à-dire vent arrière ou vent debout.

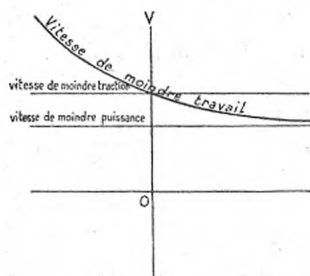


FIG. 77.

Vitesse de moindre travail,  
en fonction de la vitesse du vent.

Le calcul du travail nécessaire pour accomplir un parcours donné se fait sans difficulté en partant des formules précédentes. La vitesse de moindre travail est donnée, en fonction de la vitesse du vent, par une équation du 5<sup>e</sup> degré, qui peut se traduire par une courbe dont la branche utile est représentée ci-contre (fig. 77).

Dans le cas du vent arrière, la vitesse de moindre travail est intermédiaire entre les vitesses de moindre traction et de moindre puissance, et elle se rapproche d'autant plus de cette dernière que le vent est plus fort.

Dans le cas du vent debout, la vitesse de moindre travail est

supérieure à celle de moindre traction, et elle augmente indéfiniment quand la vitesse du vent augmente indéfiniment.

Supposons un aéroplane concourant pour un prix de distance ou de durée en circuit fermé. S'il y a du vent, il ne devra pas adopter la même allure à l'aller et au retour ; il devra adopter deux allures, l'une plus rapide et l'autre plus lente que l'allure de moindre traction.

### INFLUENCE DE L'ALTITUDE.

L'influence de l'altitude se traduit par une diminution de la densité de l'air. Il suffit donc d'étudier l'effet de la diminution de la densité de l'air, qui peut également être due, dans une certaine mesure, à l'élévation de la température ou à une dépression barométrique d'ordre météorologique.

Nous avons vu que la résistance de l'air est proportionnelle à sa densité ; on peut donc, dans les coefficients  $K$  et  $K'$ , mettre la densité  $d$  de l'air en facteur, et les écrire  $Kd$ ,  $K'd$ .

On trouve ainsi pour la vitesse de moindre traction :

$$V_1^4 = \frac{P^2 r}{d^2 K S K' S'}$$

d'où ce théorème :

THÉORÈME. — *La vitesse de moindre traction varie en raison inverse de la racine carrée de la densité de l'air.*

Elle augmente donc avec l'altitude.

La traction minima est  $2P\sqrt{r \frac{K'S'}{KS}}$  ; comme elle contient  $\frac{K'}{K}$  en facteur, elle est indépendante de  $d$ .

THÉORÈME. — *La traction minima est indépendante de la densité de l'air et de l'altitude.*



Ce résultat a une conséquence curieuse, qui est la suivante :

**THÉOREME.** — *Le travail nécessaire pour aller d'un point à un autre est indépendant de la densité de l'air et de l'altitude.*

Ce travail est, en effet, le produit de l'effort de traction minimum, qui est constant, par le chemin parcouru.

Ainsi, dans un concours de distance ou de consommation, quelle que soit l'altitude adoptée, en dépensant le même travail on franchira toujours la même distance, à l'allure de moindre traction.

L'angle d'attaque de moindre traction est indépendant de  $d$ , car d'après l'équation (8) il contient  $\frac{K'}{K}$  en facteur.

La vitesse de moindre puissance, qui est dans un rapport constant avec la vitesse de moindre traction, varie comme elle en raison inverse de  $\sqrt{d}$ . De même pour le minimum de puissance, car  $T_0^4$ , qui contient en facteur  $\frac{K'}{K^3}$ , varie comme  $\frac{d}{d^3}$  ou  $\frac{1}{d^2}$ .

Ainsi, la puissance nécessaire au vol augmente avec l'altitude et varie en raison inverse de  $\sqrt{d}$ . On peut par là calculer la puissance utile nécessaire pour atteindre une altitude donnée.

Si l'on a un moteur dont la puissance n'est pas sensiblement influencée par la densité de l'air, par exemple un moteur à vapeur, un accumulateur, un moteur animé, il n'y a pas d'autre correction à faire.

Mais si l'on a un moteur à explosion, il faut tenir compte de ce que la puissance qu'il peut développer varie en raison inverse de  $d$  (1).

Par suite, la puissance du moteur nécessaire, évaluée à l'altitude zéro, devra être multipliée non pas par  $\frac{1}{\sqrt{d}}$ , mais par  $\frac{1}{d\sqrt{d}}$ .

Exemple : pour monter à l'altitude de 4000<sup>m</sup>, où la densité de l'air diminue d'environ 12%, la puissance du moteur doit être

---

(1) D'après les expériences de M. Sainturat, la variation de puissance serait un peu plus rapide que ne l'indique cette loi.

majorée dans le rapport  $\left(\frac{100}{88}\right)^{3/2} = 1,21$ . Pour monter à 2.000<sup>m</sup>, la densité diminuant de 22 %, la majoration sera  $\left(\frac{100}{78}\right)^{3/2} = 1,45$ . Pour monter à 3.000<sup>m</sup>, la densité diminuant de 34 %, la majoration sera  $\left(\frac{100}{69}\right)^{3/2} = 1,74$ .

*Influence de l'altitude sur la vitesse maxima réalisable avec une puissance utile donnée.* — Nous avons vu (équation 10) que la puissance utile a pour expression :

$$T = \frac{P^2 r}{KSV} + K'S'V^3 \quad (10)$$

cette équation fait connaître les valeurs de V qu'on peut obtenir avec une puissance T.

Si on met la densité de l'air en évidence, on obtient :

$$T = \frac{P^2 r}{dKSV} + dK'S'V^3 \quad (15)$$

équation qui permet d'étudier l'influence de d sur les valeurs de V.

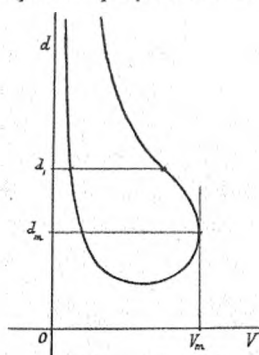


FIG. 78.— Influence de la densité de l'air sur la vitesse de sustentation.

Elle est représentée par la courbe ci-contre (fig. 78), dans laquelle les vitesses sont portées en abscisses, et les densités en ordonnées.

La partie utile de la courbe (correspondant aux chiffres de la pratique) est la partie supérieure, en général. A une densité  $d_1$  correspondent deux vitesses. Quand  $d$  diminue, ces deux vitesses augmentent d'abord, mais la plus grande passe par un maximum  $V_m$  pour une certaine valeur  $d_m$ , et redescend ensuite. Discutons en effet l'équation,

en la résolvant par rapport à d qui n'entre qu'au second degré :

$$KSK'S'V^4 d^2 - KSVTd + P^2 r = 0$$

A chaque valeur de  $V$  correspondent deux valeurs de  $d$ ; la condition de réalité de ces valeurs est :

$$K^2 S^2 V^2 T^2 - 4 K S K' S' V^4 P^2 r > 0$$

d'où :

$$V < \frac{T}{2P} \sqrt{\frac{KS}{rK'S'}}$$

Il y a donc quelle que soit la valeur de  $d$ , une valeur maxima de  $V$  qui ne peut pas être dépassée; c'est la vitesse maxima réalisable avec la puissance utile donnée. Elle a pour expression :

$$V_m = \frac{T}{2P} \sqrt{\frac{KS}{rK'S'}}$$

La valeur de  $d$  correspondante est :

$$d_m = \frac{T}{2K'S'V_m^3} = 4 \frac{P^3}{T^2} \sqrt{\frac{r^3 K'S'}{K^3 S^3}}$$

### MONTÉE ET DESCENTE.

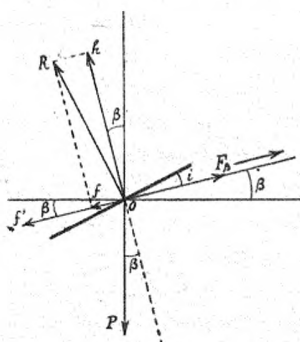


Fig. 79. — Trajectoire inclinée.

Supposons que l'aéroplane suive une trajectoire en pente, inclinée d'un angle  $\beta$ ,  $\beta$  étant compté positivement si c'est une montée, et négativement si c'est une descente. Soit  $F_\beta$  la traction.

La fig. 79 montre quelles sont les forces en jeu. On suppose  $\beta$  assez petit pour pouvoir assimiler le sinus à l'angle et le cosinus à l'unité.

Projetons les forces sur la parallèle et la perpendiculaire à la trajectoire; on a :

$$\begin{cases} F_\beta = f + f' + P\beta \\ P_\perp = h \end{cases}$$

Remplaçons dans les équations ci-dessus  $f$ ,  $f'$  et  $h$  par leurs valeurs, nous obtenons :

$$\begin{cases} P = KSV^2 i \\ F_{\beta} = P \cos i + K'S'V^2 + P\beta \end{cases} \quad (16)$$

Telles sont les équations d'équilibre en marche inclinée.

De suite on remarque ce théorème :

**THÉOREME.** — *La traction en marche inclinée est égale à la traction en marche horizontale augmentée du produit du poids par la pente de la trajectoire.*

Les équations (16) nous montrent aussi l'influence d'une variation de traction sur le mouvement de l'appareil. L'angle d'attaque est une donnée déterminée par la position du centre de gravité, lequel détermine la position de la poussée et par suite la valeur de l'angle d'attaque. Quand la traction varie,  $i$  ne varie donc pas. La première équation (16) montre que  $V$  ne peut pas varier non plus si  $i$  est fixe ; donc, sur les trois termes dont se compose  $F_{\beta}$ , le dernier seul peut

varier. C'est sur  $\beta$  que se portera la différence d'allure ; l'appareil montera ou descendra, sans que sa vitesse change. Ainsi, contrairement à ce qui se passe dans tous les autres modes de locomotion, on ne peut pas changer la vitesse en changeant la traction ; la vitesse reste constante, la pente de la trajectoire seule est modifiée.

Cette proposition qui est pratiquement exacte, ne l'est cependant pas d'une façon absolue. Nous avons dit

que l'angle d'attaque est déterminé par la position du centre de gravité.

En réalité, ce n'est pas le centre de gravité  $G$  qu'il faut considérer, mais le point  $A$  (fig. 80) d'intersection entre le poids  $P$ , appliqué

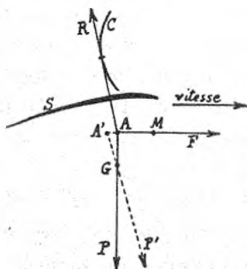


FIG. 80.  
Position de la réaction de l'air.

en G, et la traction F, appliquée en M. Pour qu'il y ait équilibre, il faut que la réaction de l'air R passe aussi par ce point A ; on l'obtiendra en menant par A une tangente à la courbe métacentrique C. Cette réaction correspond à un angle d'attaque bien déterminé. Mais si, par exemple, F diminue, l'appareil s'incline vers l'avant, le poids P se trouve dirigé suivant P' ; le point A vient en A'. La réaction de l'air devra passer par A' ; elle va donc aussi changer de position, donc l'angle d'attaque ne sera pas le même. Il ne resterait le même que si A était fixe, c'est-à-dire si la traction F passait par le centre de gravité G, condition qui n'est pas en général exactement remplie.

Du reste, même dans ce cas la vitesse ne serait pas tout à fait constante, car, F variant de grandeur, la grandeur de la réaction R doit également varier un peu. Mais ces variations sont pratiquement négligeables.

Que se passe-t-il lorsque l'aéroplane, pour une cause quelconque, perd sa vitesse relative (par exemple, lorsqu'il rencontre un courant d'air allant dans le même sens que lui) ? L'expérience montre que l'appareil fait *une abattée*, c'est-à-dire une sorte de plongeon, descend un peu, regagne de la vitesse en utilisant le travail de la pesanteur, et repart en ligne horizontale, mais à un niveau plus bas que précédemment.

Inversement, si sa vitesse se trouve augmentée, il se cabre, monte et repart horizontalement à un niveau plus élevé.

Revenons à l'équation (16).

Si on fait varier la vitesse sans changer la pente  $\beta$  de la trajectoire, les termes qui varient dans l'expression  $F_{\beta}$  sont les mêmes que dans le cas de la trajectoire horizontale ; ils ne contiennent pas  $\beta$ . Donc leur minimum ne dépend pas de  $\beta$  :

**THÉORÈME.** — *La vitesse de moindre traction est indépendante de la pente de la trajectoire.*

La puissance motrice nécessaire est :

$$T_{\beta} = F_{\beta} V = \frac{P^2 r}{KSV} + K'S'V^3 + P_{\beta}V$$

On peut remarquer que le terme en  $\beta$  n'est pas indépendant de  $V$ , de sorte que la vitesse de moindre puissance est fonction de  $\beta$ . Le minimum de  $T_\beta$  a lieu lorsque sa dérivée par rapport à  $V$  s'annule :

$$0 = -\frac{P^2 r}{K S V^2} + 3 K' S' V^2 + P_\beta$$

$$3 K' S' V^4 + P_\beta V^2 - \frac{P^2 r}{K S} = 0$$

Telle est l'équation qui donne la vitesse de moindre puissance.

### CAS DE L'AÉROPLANE SANS MOTEUR.

C'est le cas de l'aéroplane qui descend en vol plané, moteur arrêté, ou du planeur sans moteur. La force tractive est nulle.

Si dans l'équation (16) on écrit que la traction  $F_\beta$  est nulle, on obtient :

$$P r i + K' S' V^2 = - P_\beta$$

Le premier membre est la traction en marche horizontale. D'où ce théorème :

**THÉORÈME.** — *La traction en marche horizontale est égale au poids multiplié par la pente de la descente en vol plané (le signe — indique que la pente est descendante).*

Par suite, la traction est minima lorsque l'angle d'attaque est réglé de façon à obtenir la plus faible pente possible de descente en vol plané. D'où ce théorème :

**THÉORÈME.** — *La vitesse de moindre traction est celle qui donne la plus faible pente de descente en vol plané.*

Le théorème suivant a parfois été énoncé, notamment par le colonel Renard et le capitaine Ferber : « Le meilleur angle d'attaque (correspondant à la moindre traction) est la moitié de la plus faible

pente de descente en vol plané ». Ce n'est pas exact. Nous avons vu en effet que l'on a, d'après les équations (2) :

$$F = Pri + K'S'V^2$$

A la vitesse de moindre traction, les deux termes dont se compose F sont égaux, et on peut écrire :

$$F = 2Pri$$

On a donc :

$$2Pri = -P\beta$$

ou :

$$ri = -\frac{\beta}{2}$$

Ce n'est donc pas  $i$ , mais  $ri$  qui est égal à la moitié de la pente de descente. Le théorème ne serait vrai que si  $r$  était égal à 1 comme on l'admettait encore récemment ; mais c'est loin d'être exact.

*Détermination de K par les glissades aériennes.* — Le moyen pratique de déterminer le coefficient K appliqué à un aéroplane donné est de lui faire faire des descentes en vol plané, sous divers angles d'attaque, et de mesurer la plus faible pente  $-\beta$  obtenue et la vitesse  $V_1$  correspondante. La plus faible pente est obtenue par le plus long trajet.

La traction à cette vitesse  $V_1$  est :

$$F = -P\beta$$

On sait que la vitesse de moindre traction a pour expression :

$$V_1^4 = \frac{P^2 r}{KS K'S'} \quad (17)$$

et que la moindre traction est :

$$F_1^2 = 4 P^2 r \frac{K'S'}{KS}$$

d'où :

$$\begin{aligned} 4 P^2 r \frac{K'S'}{KS} &= P^2 \beta^2 \\ 4 r \frac{K'S'}{KS} &= \beta^2 \end{aligned} \quad (17)$$

On connaît  $S$  ; le coefficient  $r$  est une constante supposée connue. Les deux équations (17) et (18) permettent de calculer les deux inconnues  $K$  et  $K'S'$ . Il suffit de multiplier et diviser membre à membre ; on obtient :

$$\left\{ \begin{aligned} K &= \frac{2 P r}{V_1^2 \beta S} \\ K'S' &= \frac{P \beta}{2 V_1^2} \end{aligned} \right.$$

Il faut prendre de grandes précautions pour que la vitesse  $V_1$  soit mesurée par temps absolument calme, et que la pente ne soit mesurée que sur une trajectoire bien rectiligne, après que l'appareil a pris sa vitesse de régime.

### MONTÉE MAXIMA.

On a pour l'expression de la puissance nécessaire à une montée de pente  $\beta$  :

$$T_\beta = \frac{P^2 r}{K S V} + K' S' V^2 + P \beta V$$

Cherchons la plus forte pente qu'on peut atteindre lorsqu'on dispose d'une puissance motrice donnée.

L'équation précédente, résolue par rapport à  $\beta$ , donne :

$$\beta = \frac{T}{P V} - \frac{P r}{K S V^2} - \frac{K' S' V^2}{P} \quad (19)$$



Il faut rendre  $\beta$  maximum. Annulons la dérivée de  $\beta$  par rapport à  $V$  :

$$\beta' = 0 = -\frac{T}{PV^2} + \frac{2P_r}{KSV^3} - \frac{2K'S'V}{P} \quad (20)$$

équation d'où on tire la vitesse qui permet la plus forte pente. La pente s'obtient alors en éliminant  $V$  entre les équations (19) et (20).

Quant à la vitesse de *montée maxima* (maximum d'élévation par seconde), on voit a priori que c'est la vitesse de moindre puissance, tout l'excédent de puissance disponible étant employé à la montée, et que la vitesse d'élévation sera le quotient de l'excédent de puissance par le poids.

De même la vitesse de *descente minima* (minimum de chute par seconde) dans le cas de la descente en vol plané, est aussi la vitesse de moindre puissance, car la puissance absorbée est le produit du poids par la hauteur de descente par seconde. C'est la vitesse qui permet d'atterrir le plus doucement possible.

### MAXIMUM DE POIDS UTILE ENLEVÉ PAR UN AÉROPLANE DONNÉ.

Le poids total enlevé par un aéroplane comprend :

1° le poids propre de l'appareil (surfaces, dispositifs de manœuvre ou de sécurité, châssis) ;

2° le poids du moteur et de ses accessoires indispensables ;

3° le poids utile (passagers, combustible, approvisionnements),

Nous supposons donné un aéroplane, et nous nous proposons de chercher le maximum de poids utile qu'il peut enlever, connaissant le poids  $\omega_1$  par cheval des moteurs dont on dispose, mais la puissance  $\gamma$  du moteur étant indéterminée.

Soient  $P$  le poids total enlevé,  $P_a$  le poids de l'aéroplane proprement dit sans moteur,  $P_u$  le poids utile,  $\varpi_1 y$  le poids du moteur (1). On a :

$$P = P_a + P_u + \varpi_1 y$$

d'où :

$$P_u = P - P_a - \varpi_1 y. \quad (21)$$

La puissance minima est donnée par l'équation (17) indiquée précédemment :

$$\frac{T^2}{P^3} = \frac{1}{\varpi q S}$$

On a donc :

$$P^3 = \varpi q S T^2$$

Comme nous appelons  $y$  la puissance en chevaux-vapeur, le travail par seconde est  $75 y$  ; et si  $\rho$  est le rendement, le travail utile par seconde est  $75 \rho y$ . D'où :

$$P^3 = 75^2 \rho^2 \varpi q S y^2$$

L'équation (24) devient :

$$P_u = 75^{2/3} (\rho^2 \varpi q S)^{1/3} y^{2/3} - \varpi_1 y - P_a$$

Le maximum de  $P_u$  s'obtient en annulant sa dérivée par rapport à  $y$  :

$$P_u' = 0 = \frac{2}{3} 75^{2/3} (\rho^2 \varpi q S)^{1/3} y^{-1/3} - \varpi_1$$

d'où :

$$y = \frac{2^3}{3^3} \frac{75^2 \rho^2 \varpi q S}{\varpi_1^3}$$

formule qui donne la puissance correspondant au maximum de poids utile enlevé.

(1) On suppose le poids du moteur proportionnel à la puissance. En réalité il croît un peu moins vite que la puissance.

D'où le poids utile maximum, en substituant la valeur de  $y$  dans l'équation précédente :

$$P_u = \frac{2^2}{3^3} \frac{75^2 \rho^2 \varphi q S}{\varpi_1^2} - P_a$$

### FAMILLES D'AÉROPLANES SEMBLABLES. MAXIMUM DE POIDS UTILE ENLEVÉ.

Nous considérons un aéroplane donné, et tous ceux qu'on peut obtenir en faisant varier ses dimensions suivant les lois de la similitude géométrique. C'est ce que nous appelons une famille d'aéroplanes semblables. Nous allons chercher celui qui enlève le maximum de poids utile.

Nous allons d'abord, à l'exemple du calcul que le colonel Renard a fait à propos des hélicoptères, envisager la similitude exacte, dans laquelle le poids de l'appareil varie comme le cube de ses dimensions linéaires, et la surface comme le carré. Soit  $\varpi_0$  le poids qui caractérise la famille d'aéroplanes considérée : ce sera le poids de l'aéroplane ayant 1 mètre carré de surface. Si les dimensions de l'appareil augmentent dans le rapport de similitude  $x$ , son poids deviendra  $\varpi_0 x^3$ , et sa surface  $x^2$  (1).

Le poids du moteur est comme précédemment  $\varpi_1 y$ .

On a comme ci-dessus :

$$P_u = P - P_a - \varpi_1 y$$

$P_a$  est égal à  $\varpi_0 x^3$ .

Pour  $P$ , on a comme tout à l'heure :

$$P = 75^{2/3} (\rho^2 \varphi q S)^{1/3} y^{2/3}$$

---

(1) Dans la *Revue de Mécanique* (1904-1905), le colonel Vallier étudie le problème en faisant l'hypothèse que le poids de l'aéroplane par unité de surface reste constant quand les dimensions varient. Cette hypothèse est contraire aux lois de la résistance des matériaux ; elle est à rejeter, ainsi que les résultats auxquels elle conduit.

$q$  est invariable, car il a pour expression, ainsi que nous l'avons vu :

$$q = \frac{3^{3/2}}{2^{1/2} \rho^{3/2}} \frac{K}{\varphi} \sqrt{\frac{KS}{K'S'}}$$

Il dépend donc de  $\frac{S}{S'}$ , qui ne varie pas.

On a donc, en remplaçant  $S$  par sa valeur  $x^3$  :

$$P = 75^{2/3} (\rho^2 \varphi q)^{1/3} x^{2/3} y^{2/3}$$

d'où enfin :

$$P_u = 75^{2/3} (\rho^2 \varphi q)^{1/3} x^{2/3} y^{2/3} = \omega_0 x^3 = \omega_1 y \quad (22)$$

équation de même forme que celle qu'a obtenue le colonel Renard pour les hélices.

Quand  $x$  et  $y$  varient, le maximum de  $P_u$  s'obtient en annulant ses dérivées. On obtient finalement :

$$P_u = \frac{2^8 75^6 \rho^6 \varphi^3 q^3}{3^{12} \omega_1^6 \omega_0^2}$$

Le poids utile varierait comme l'inverse de la sixième puissance du poids du moteur par cheval.

Mais l'hypothèse de la similitude géométrique exacte est inadmissible, car nous avons vu, dans le premier chapitre, qu'elle correspond à une solidité qui va en décroissant. Nous devons faire varier la solidité de la surface en raison de la charge unitaire  $c$ , ou charge par mètre carré, que l'appareil a à porter, et pour cela faire varier les épaisseurs de matière non pas suivant la similitude, mais en raison de la résistance à supporter.

Si on considère un appareil dont la charpente est composée de poutres de hauteur donnée et d'épaisseur variable, on vérifie aisément, par les lois de la résistance des matériaux, que le poids de matière à employer est proportionnel à la résistance à obtenir.

Il en est de même si la charpente est en tubes creux de dimensions extérieures données et d'épaisseur variable.

On constate aussi qu'en agrandissant l'appareil suivant les lois de la similitude exacte, il est capable de supporter toujours la même charge par mètre carré, car dans ce cas les moments de flexion et les moments résistants varient tous deux comme le cube des dimensions linéaires. Par suite, le poids  $P_a$  de l'appareil devra être proportionnel à la charge unitaire  $c$  et au cube des dimensions linéaires, et pourra s'écrire  $\varpi_0 c x^3$ ,  $\varpi_0$  étant le poids qui caractérise la famille d'aéroplanes considérée, ou poids de l'aéroplane ayant 1 mètre carré de surface et 1 kilog. de charge unitaire.

La surface sera  $x^2$ , et la charge totale portée sera  $c x^2$ .

La puissance minima est comme précédemment donnée par l'équation :

$$\frac{T^3}{P^3} = \frac{1}{\varphi q S}$$

En remplaçant dans cette équation  $P$  par  $c x^3$ ,  $S$  par  $x^2$  et  $T$  par  $75 \rho \gamma$ , on obtient :

$$\frac{75^3 \rho^3 \gamma^3}{c^3 x^6} = \frac{1}{\varphi q x^2}$$

d'où :

$$c^3 = \frac{75^3 \rho^3 \varphi q \gamma^3}{x^4}$$

ou, en posant :  $e = 75^3 \rho^3 \varphi q$

$$c^3 = \frac{e \gamma^3}{x^4}$$

on obtient ainsi :

$$\begin{aligned} P_u &= c x^2 = \varpi_0 c x^3 = \varpi_1 \gamma \\ P_u &= e^{1/3} x^{2/3} \gamma^{2/3} = \varpi_0 e^{1/3} x^{5/3} \gamma^{2/3} = \varpi_1 \gamma \end{aligned} \quad (23)$$

Telle est l'équation qui donne le poids utile  $P_u$  en fonction de la dimension  $x$  et de la puissance  $\gamma$ .

Pour obtenir le maximum de  $P_u$ , annulons ses dérivées partielles par rapport à  $x$  et à  $y$ . Annulons d'abord  $(P_u)'_x$  :

$$\begin{aligned}(P_u)'_x = 0 &= \frac{2}{3} e^{1/3} x^{-1/3} y^{2/3} - \frac{5}{3} \varpi_0 e^{1/3} x^{2/3} y^{2/3} \\ 2 - 5\varpi_0 x &= 0 \\ x &= \frac{2}{5\varpi_0}\end{aligned}\quad (24)$$

De cette équation (24) résulte le fait très curieux suivant :

**THÉOREME.** — *L'aéroplane qui enlève le maximum de poids utile a une surface constante, indépendante de la qualité, du poids du moteur par cheval, de la résistance de l'air et du rendement. Elle ne dépend que du mode de construction employé.*

Annulons maintenant  $(P_u)'_y$  :

$$(P_u)'_y = 0 = \frac{2}{3} e^{1/3} x^{2/3} (1 - \varpi_0 x) y^{-1/3} - \varpi_1$$

d'où :

$$y = \frac{2^3 e x^2 (1 - \varpi_0 x)^3}{3^3 \varpi_1^3}$$

ou, en remplaçant  $x$  par sa valeur tirée de (24) :

$$y = \frac{2^5 e}{5^5 \varpi_0^2 \varpi_1^3}\quad (25)$$

Enfin, remplaçant  $x$  et  $y$  par leurs valeurs dans l'équation (23), on obtient le maximum de poids utile :

$$P_u = \frac{2^4 e}{5^5 \varpi_0^2 \varpi_1^2}\quad (26)$$

Le maximum varie donc en raison inverse du carré du poids du moteur par cheval.

Si ce poids  $\varpi_1$  diminue indéfiniment, le maximum de  $P_u$  augmente

indéfiniment ; il n'y a donc pas de maximum absolu de poids utile enlevé.

$P_u$  varie en raison directe de  $e$ , donc en raison directe de la qualité  $q$ . Ceci veut dire que si, grâce à l'attaque oblique, la qualité sustentatrice de l'aéroplane est 40 fois meilleure que celle d'un orthoptère, l'aéroplane permettra, avec le même degré de perfection des moteurs, d'enlever un poids utile 40 fois plus grand.

En effectuant  $P_a$ ,  $\omega_1 y$  poids du moteur, et  $P$ , on trouve

$$P_a = \frac{2^5 e}{5^5 \omega_0^2 \omega_1^2} = 2 P_u$$

$$\omega_1 y = \frac{2^3 e}{5^3 \omega_0^2 \omega_1^2} = 2 P_u$$

$$P = \frac{2^4 e}{5^4 \omega_0^2 \omega_1^2} = 5 P_u$$

D'où ce théorème :

**THÉOREME.** — *Dans un aéroplane qui enlève le maximum de poids utile, le poids de l'appareil entre pour les 2/5 du poids total, le poids du moteur pour les 2/5, et le poids utile pour 1/5.*

Tous ces résultats sont analogues à ceux que nous obtiendrons ci-après à propos des hélices sustentatrices.

Enfin, on trouve pour la charge unitaire  $C$  :

$$C = \frac{2^2 e}{5^2 \omega_1^2}$$

On voit qu'elle est d'autant plus grande que  $\omega_1$  est plus petit.

## APPLICATION NUMÉRIQUE.

D'après le poids des aéroplanes actuels, le coefficient  $\omega_0$  à appliquer est à peu près 0,07.

On aura donc :

$$x = \frac{2}{5 \times 0,07} = \frac{2}{0,35} = 5,7$$

La surface portante sera  $x^2 = 33 \text{ m}^2$ . Ainsi un aéroplane, pour enlever le maximum de poids utile, doit avoir environ  $33 \text{ m}^2$  de surface (mais il aura un poids variable suivant les moteurs dont on dispose).

Cherchons quel est le poids utile qu'on pourra enlever, pour diverses valeurs du poids du moteur par cheval.

En prenant :  $\varphi = 0,08$ ,  $q = 40$  et  $\rho = 0,6$ ,  
on obtient :  $e = 6.500$

Ce qui donne :

$$P_u = \frac{2^4 6.500}{5^5 (0,07)^2} \frac{1}{\omega_1^2} = \frac{6.800}{\omega_1^2}$$

$$y = \frac{13.600}{\omega_1^3}$$

Quant aux vitesses prises, on voit facilement qu'elles varient en raison inverse de  $\omega_1$ .

D'où le tableau suivant :

POIDS DU MOTEUR par cheval $\omega_1$	POIDS UTILE ENLEVÉ $P_u$	PUISSANCE $y$	CHARGE UNITAIRE $e$
10 kilog.	68 kilog.	13,6 chevaux	10 kilog.
9	84	19	13
8	106	27	16
7	138	37	21
6	190	64	29
5	260	11	40
4	425	21	65
3	750	503	115
2	1.700	1.700	260
1	6.800	13.600	1.040

On voit qu'on peut enlever un homme avec un moteur de 19 chevaux pesant 9 kilos par cheval.

Il faut remarquer qu'une légère diminution de  $\omega_0$  permettrait une grande amélioration de ces résultats.



On peut d'ailleurs espérer sensiblement mieux pour l'avenir, car les coefficients que nous avons adoptés sont des valeurs actuelles susceptibles de perfectionnements.

Si on compare ces chiffres avec ceux qui sont donnés plus loin pour les hélicoptères, et qui sont également basés sur les données de la construction actuelle, on constate ce fait intéressant qu'actuellement les hélicoptères ne sont pas moins économiques que les aéroplanes, et qu'ils permettent de voler avec un moteur de même poids et de même force.

L'opinion très répandue que les hélicoptères gaspillent le travail et sont très inférieurs aux aéroplanes est donc une erreur complète. Il est bien vrai que leur qualité sustentatrice est beaucoup moindre (1), mais par contre le coefficient  $\varpi_0$  est beaucoup moindre aussi. M. Louis Breguet s'est d'ailleurs élevé en hélicoptère avec un moteur analogue à ceux des aéroplanes actuels. Ce qui fait l'infériorité de l'hélicoptère, c'est la difficulté de le manœuvrer, et le danger de chute à pic.

#### MINIMUM DE PUISSANCE MOTRICE PERMETTANT D'ENLEVER UN POIDS UTILE DONNÉ.

Ce problème est celui qui se pose le plus généralement dans la pratique ; c'est proprement le problème fondamental de l'aviation.

La relation entre le poids utile, la puissance et les dimensions de l'aéroplane est donnée par l'équation (23) ci-dessus, qui peut s'écrire ainsi :

$$e^{1/3} x^{2/3} y^{2/3} - \varpi_0 e^{1/3} x^{5/3} y^{2/3} - \varpi_1 y - P_u = 0 \quad (27)$$

Étant donné un certain poids utile  $P_u$  à soulever, nous cherchons le minimum de  $y$  lorsque  $x$  varie. L'équation (27) est de la forme

$$f(x, y) = 0$$

---

(1) Cela tient à ce que la qualité est définie d'une façon un peu différente.

Le minimum de  $y$  s'obtient en annulant la dérivée de  $y$  par rapport à  $x$  ; or on a d'une manière générale :

$$y'_x = - \frac{f'_x}{f'_y}$$

Il faut donc annuler  $f'_x$ , ce qui conduit de nouveau à l'équation (24) trouvée plus haut :

$$x = \frac{2}{5\varpi_0}$$

D'où ce théorème :

**THÉOREME.** — *L'aéroplane qui dépense le moins de puissance pour enlever un poids utile donné à une surface constante, indépendante du poids utile à enlever, du poids du moteur par cheval et de la résistance de l'air.*

Il en résulte cette conséquence inattendue que pour enlever dix passagers il ne faut pas construire un aéroplane plus grand que pour en enlever un ; il faut seulement renforcer la charpente et mettre un moteur plus fort.

Remplaçons  $x$  par sa valeur dans l'équation (27), il vient :

$$e^{1/3} \left( \frac{2}{5\varpi_0} \right)^{2/3} y^{2/3} - \varpi_0 e^{1/3} \left( \frac{2}{5\varpi_0} \right)^{5/3} y^{2/3} - \varpi_1 y - P_u = 0$$

ou en simplifiant :

$$\frac{3}{5} e^{1/3} \left( \frac{2}{5\varpi_0} \right)^{2/3} y^{2/3} - \varpi_1 y - P_u = 0 \quad (28)$$

Telle est l'équation qui donne le minimum de puissance utile  $y$  nécessaire pour enlever un poids utile donné  $P_u$ .

Elle est du 3<sup>e</sup> degré en  $y$ . Il y a toujours une racine, mais c'est une racine négative qui n'a pas de signification. Les racines positives n'existent que si  $P_u$  est inférieur au maximum de poids utile compatible avec des moteurs pesant  $\varpi_1$  par cheval.

Le théorème ci-dessus est pratiquement exact pour les fortes

charges ; mais pour les faibles charges il conduirait à des surfaces portantes extrêmement légères, suffisantes certes pour les charges prévues, mais incapables de résister à un choc ou à un coup de vent.

Il y a un minimum de résistance au dessous duquel il serait imprudent de descendre, quelles que soient les charges unitaires à enlever. Ce minimum peut être pris égal à 40 kilogs par mètre carré (c'est à peu près le taux de travail que le colonel Renard admettait pour les hélices).

Or précisément nous avons vu que dans le tableau ci-dessus la charge unitaire est toujours supérieure à 40 kilogs, fait qui est du reste confirmé par la pratique. La loi que nous avons adoptée est donc bien applicable. Il n'y a qu'au cas où on serait amené à des charges unitaires moindres que 40 kilogs qu'il y aurait avantage, plutôt que de faire des surfaces très légères et peu résistantes, à les réduire pour ramener la charge unitaire aux environs de 40 kilogs.

### INFLUENCE DE L'INCLINAISON DE L'AXE DE L'HÉLICE.

Nous avons supposé a priori, pour simplifier, que la direction de l'axe de l'hélice était sensiblement horizontale.

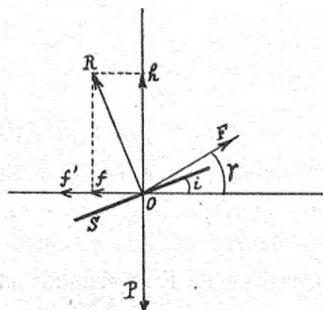


FIG. 81. — Cas où la traction n'est pas horizontale.

Cette condition est-elle favorable ? Rien n'autorise à l'affirmer a priori ; nous allons montrer qu'il n'en est rien, et qu'il y a avantage, pour obtenir l'effort de traction minimum, à incliner l'axe de l'hélice d'un certain angle.

L'appareil étant en marche horizontale, traçons (fig. 81) les différentes forces en jeu, et soit  $F$  la traction inclinée d'un angle  $\gamma$ .

Nous allons déterminer  $\gamma$  par la condition de rendre  $F$  minimum.

Ecrivons que la somme des projections des forces sur l'horizontale et la verticale est nulle :

$$\begin{cases} P = h + F \sin \gamma = KSV^2 i + F \sin \gamma \\ F \cos \gamma = f + f' = KSV^2 ri^2 + K'S'V^2 \end{cases}$$

Eliminant V entre ces deux équations, et résolvant par rapport à F, il vient :

$$F = \frac{(KSri^2 + K'S') P}{KS i \cos \gamma + (KSri^2 + K'S') \sin \gamma}$$

Telle est l'équation qui définit F en fonction des deux variables  $i$  et  $\gamma$ .

On rend F minimum en annulant ses dérivées partielles par rapport aux deux variables.

Annulons d'abord  $F'_i$ ; on obtient sans difficulté :

$$\cos \gamma (KSri^2 - K'S') = 0$$

Ecartons la solution  $\cos \gamma = 0$  qui correspond à un maximum de F (c'est le cas où la traction est verticale, le cas de l'hélicoptère).

Il reste donc :

$$KSri^2 - K'S' = 0$$

d'où :

$$i = \sqrt{\frac{1}{r} \frac{K'S'}{KS}}$$

Cette équation nous donne la valeur de  $i$ . On voit que l'angle de moindre traction reste le même quel que soit  $\gamma$ , et de fait cette formule est la même que celle trouvée précédemment dans le cas de F horizontal (formule 8).

Tenant compte de ce résultat, l'expression de F se simplifie et devient :

$$F = \frac{2riP}{\cos \gamma + 2ri \sin \gamma}$$

Annulons  $F'_\gamma$ ; on obtient :

$$\begin{aligned} -\sin \gamma + 2ri \cos \gamma &= 0 \\ \operatorname{tg} \gamma &= 2ri \end{aligned}$$

Comme  $i$  est petit, et que  $r$  est inférieur à l'unité,  $\gamma$  est également petit, et on peut écrire finalement :

$$\gamma = 2ri$$

Telle est l'inclinaison la plus favorable pour la traction. Si  $r$  était égal à 1, on pourrait dire, avec le capitaine Ferber, que l'inclinaison optima est double de l'angle  $i$ ; en réalité  $r$  est voisin de 0,75, de sorte que  $\gamma$  est à peu près égal à une fois et demie l'angle  $i$ .

Si  $i = 6$  à  $8^\circ$ ,  $\gamma = 9$  à  $12^\circ$ . On voit que l'angle  $\gamma$  n'est pas négligeable.

On peut également, en remplaçant  $i$  par sa valeur, écrire  $\gamma$  sous la forme suivante :

$$\operatorname{tg} \gamma = 2\sqrt{r \frac{K'S'}{KS}}$$

Si on effectue la valeur du minimum de  $F$ , on trouve :

$$F = 2P\sqrt{r \frac{K'S'}{KS}} \cos \gamma = P\sqrt{\frac{1}{1 + \frac{KS}{4rK'S'}}} \quad (28)$$

Or, le terme  $2P\sqrt{r \frac{K'S'}{KS}}$  est la traction minima dans le cas de  $F$  horizontal (voir équation 7); c'est ce que nous avons appelé  $F_1$ . On obtient donc :

$$F = F_1 \cos \gamma.$$

Si  $\gamma$  est voisin de  $10$  à  $12^\circ$ , le cosinus est entre 0,98 et 0,99.

On gagne donc 1 à 2 % sur la traction. Mais l'avantage ne se borne pas là.

L'effort de traction étant moindre, on perdra moins par le recul des hélices.

De plus, la vitesse est également moindre. On a en effet :

$$\begin{aligned} KSV^2 i &= P - F \sin \gamma = P \left[ 1 - 2 \sqrt{r \frac{K'S'}{KS}} \sin \gamma \cos \gamma \right] \\ &= P [1 - \operatorname{tg} \gamma \sin \gamma \cos \gamma] \\ &= P [1 - \sin^2 \gamma] = P \cos^2 \gamma \\ V &= \sqrt{\frac{P}{KS i}} \cos \gamma \end{aligned}$$

Or  $\sqrt{\frac{P}{KS i}}$  est précisément la vitesse de moindre traction  $V_1$  dans le cas de la traction horizontale ; on a donc :

$$V = V_1 \cos \gamma.$$

On gagne donc aussi 1 à 2 % sur la vitesse. De sorte que sur le travail on gagnera 2 à 4 %.

On ne peut cependant pas chiffrer exactement le travail, car la traction et le chemin parcouru ne sont pas parallèles, et il n'est pas légitime, à cause du recul, de multiplier la vitesse par la projection de la force sur elle. L'expression ainsi trouvée donnerait le *travail utile* ; mais on pourrait être tenté de chercher le minimum de ce travail utile, et on trouverait que le minimum a lieu pour les hélices à axe vertical, et qu'il est égal à zéro ; ce qui veut simplement dire que la traction est perpendiculaire à la trajectoire. Le travail utile est bien nul, mais le travail réel est considérable.

Si on effectue complètement la valeur de  $V$ , on trouve :

$$V^4 = \frac{P^2 r}{KS K'S'} \frac{1}{\left(1 + 4r \frac{K'S'}{KS}\right)^2}$$

C'est là une nouvelle vitesse remarquable, à ajouter à toutes celles que nous avons déjà trouvées, et qu'on pourrait appeler *vitesse de moindre traction absolue*.

Dans le chapitre consacré à l'inclinaison optima, le capitaine Ferber, après avoir démontré l'existence de cette inclinaison, repousse aussitôt le résultat en disant :

« Toutefois on gagnerait fort peu de cette manière, et l'hélice travaillerait mal. Il vaut mieux laisser l'axe horizontal ».

La question nous semble mériter un examen moins superficiel.

Gagner 2 à 4 % sur la puissance n'est pas négligeable. Cela représente un gain d'une dizaine de kilogs de poids, ou de 1 à 2 HP. Quant à la question de savoir si l'hélice travaillerait mal, nous distinguerons deux cas :

1<sup>o</sup> *Hélice à l'avant*. — L'hélice se présentera à l'air un peu obliquement. Est-ce un inconvénient ? Est-ce que les pales de l'hélice

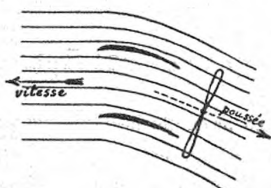


FIG. 82. — Hélice à l'arrière travaillant dans des filets déviés vers le bas.

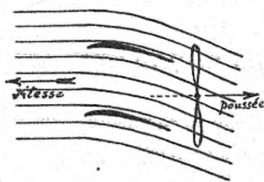


FIG. 83. — Hélice à l'arrière. L'axe horizontal est illogique.

n'attaquent pas déjà l'air obliquement ? Sir Hiram Maxim, et plus tard Joukovsky, à l'Institut de Koutchino, ont constaté que lorsqu'une hélice se trouve dans un courant d'air latéral sa traction augmente, et son rendement aussi. Il ne faut pas a priori condamner les hélices inclinées.

2<sup>o</sup> *Hélice à l'arrière*. — La simple inspection des figures 82 et 83 montre que c'est l'hélice inclinée qui est la plus logique, puisqu'elle travaille dans des filets d'air déjà déviés vers le bas. Peut-être

même, dans ce cas, conviendrait-il d'accentuer davantage l'inclinaison de l'hélice.

Remarquons en passant que l'hélice inclinée a quelque analogie avec le mode de propulsion des oiseaux. La fig. 84 montre que l'oiseau se propulse en exerçant sur l'air, par le battement du fouet

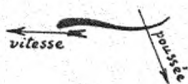


FIG. 84. — Aile d'oiseau pendant le coup d'aile propulsif. La poussée est dirigée en bas et en arrière.

de l'aile, une poussée dirigée en bas et en arrière, tout comme l'hélice à axe incliné.

Est-ce que celle-ci serait un terrain d'entente rapprochant les partisans de l'aéroplane et les partisans de l'ornithoptère ?

Il ne faut toutefois accepter les résultats quantitatifs qui précèdent que sous réserves.

Nous verrons ci-après que, si on change la forme des équations fondamentales de la théorie pour serrer de plus près les expériences, l'angle  $\gamma$  devient très petit (voir page 207), de sorte que l'avantage des hélices à axe incliné, bien que réel, serait peu important.

## LA BICYCLETTE AÉRIENNE EST-ELLE POSSIBLE ?

Qu'on se rassure, nous ne nous faisons pas d'illusions sur l'avenir de la bicyclette aérienne. Mais est-elle radicalement impossible, n'y a-t-il aucun espoir de jamais voler par nos propres forces, ne fût-ce que quelques secondes ?

Celui qui l'affirmerait serait téméraire. Le problème ne présente pas d'impossibilité théorique ; si nos moyens actuels sont encore insuffisants, le degré de perfectionnement auquel il faudrait les amener ne paraît pas très difficile à atteindre. Hâtons-nous d'ajouter que les difficultés pratiques n'en restent pas moins très grandes, et l'effort nécessaire ne pourra être soutenu que quelques secondes tout au plus.

On croit assez communément que l'homme ne vole pas parce qu'il ne peut pas fournir, par unité de poids, le travail que fournissent les oiseaux. C'est une erreur. Il est établi que les oiseaux de taille



moyenne, en plein vol, ne dépensent pas plus de 4 cheval-vapeur par 100 kilogrammes de poids, et l'homme peut facilement produire ce travail pendant quelques instants, et même le double.

Si on faisait un referendum sur la puissance maxima que peut développer un homme, on recevrait des réponses bien variées ! Certains croient qu'il faut considérer le travail développé par un alpiniste, 10 à 15 kilogrammètres par seconde. C'est bien peu ; mais aussi quelle idée de choisir un alpiniste, homme prudent qui ménage ses forces pour une ascension d'une journée entière, et qui au surplus pratique un sport dans lequel le travail est utilisé avec un rendement détestable !

La vérité est qu'un homme vigoureux peut pendant quelques instants, fournir jusqu'à 2 chevaux-vapeur, c'est-à-dire 450 kilogrammètres par seconde. En effet, un homme peut, avec un peu d'entraînement, monter un escalier, deux marches à la fois, à raison de 5 et même 6 pas par seconde. Pour un homme qui, habillé, pèse 75 kilogs, cela fait bien environ 2 HP.

D'où vient donc que l'homme ne vole pas ? C'est que la difficulté du vol augmente avec le poids, à cause de la loi des cubes.

C'est cette loi qui a obligé la nature à renoncer au vol pour les animaux dépassant 10 kilogs. Mais là où la nature a échoué, peut-être réussirons-nous. L'homme dispose de moyens mécaniques interdits à la nature (par exemple les mouvements rotatifs, les poutres évidées, etc.), grâce auxquels il a déjà réussi à faire voler des appareils de plus de 600 kilogs, ce que la nature n'avait pu faire.

L'homme dispose d'environ 2 HP. Avec cela et les ressources de la mécanique, peut-il espérer voler ? Voilà la question.

Certains théoriciens, notamment le capitaine Ferber (1) ont cru pouvoir répondre par la négative, sous prétexte qu'en choisissant au hasard des valeurs pour la surface portante et le poids total de l'en-

---

(1) Ferber. — A propos de la bicyclette aérienne, *La Nature*, 9 oct. 1909.

semble, ils arrivaient à un mauvais résultat. Ce procédé n'est pas sérieux ; rien ne prouve que les valeurs choisies étaient les meilleures possibles.

Il n'y a pas de raison pour ne pas traiter ce problème de la même manière que les précédents. Le poids total à porter se compose du poids de l'aviateur, du poids du système propulseur, et du poids de la surface portante.

Le poids de l'aviateur est supposé être 75 kilogs. Le poids du système propulseur (bicyclette et hélice) sera d'environ 45 kilogs. (N'oublions pas qu'on a construit des bicyclettes de course ne pesant que 6 kilogs). Soit un total de 90 k.

Le poids de la surface portante sera, comme dans les problèmes précédents, exprimé par  $\varpi_0 c x^3$ . On a donc pour le poids total porté :

$$P = cx^2 = 90 + \varpi_0 cx^3$$

De cette équation on déduit immédiatement, en éliminant  $c$  :

$$P = \frac{90}{1 - \varpi_0 x}$$

Pour la puissance motrice  $y$ , on a comme précédemment l'équation :

$$P^3 = 75^3 \rho^2 \varphi q x^2 y^2$$

Remplaçant  $P$  par sa valeur, on obtient :

$$\left( \frac{90}{1 - \varpi_0 x} \right)^3 = 75^3 \rho^2 \varphi q x^2 y^2$$

d'où :

$$y^2 = \frac{90^3}{75^3 \rho^2 \varphi q} \cdot \frac{1}{x^2 (1 - \varpi_0 x)^3}$$

Nous allons chercher le minimum de  $y^2$  quand  $x$  varie. Annulons la dérivée de  $y$  :

$$\begin{aligned} 2x(1 - \varpi_0 x)^3 - 3\varpi_0 x^2(1 - \varpi_0 x)^2 &= 0 \\ 2 - 5\varpi_0 x &= 0 \\ x &= \frac{2}{5\varpi_0} \end{aligned}$$

équation qui détermine la surface portante.

Nous retrouvons une fois de plus ce résultat, qui paraît être commun à tous les problèmes de l'aviation, de la constance de la surface portante. Il vient alors pour  $y$  :

$$y^2 = \frac{90^3}{75^2 \rho^2 \varpi q} \frac{5^5}{2^2 3^3} \varpi_0^2 = 3750 \frac{\varpi_0^2}{\rho^2 \varpi q}$$

Dans les planeurs dont il s'agit, on peut adopter une construction plus légère que dans les aéroplanes, car il ne s'agit que d'une démonstration de possibilité, et non d'un appareil résistant à la fatigue et aux coups de vent et muni d'organes de manœuvre et d'atterrissage.

D'après les planeurs existants, on peut admettre pour  $\varpi_0$  la valeur 0,05.

On en déduit :

$$x = \frac{2}{5 \cdot 0,05} = 8$$

d'où :

$$S = x^2 = 64$$

L'appareil devra être très grand comme surface ( $64 \text{ m}^2$ ).

La charge unitaire  $c$  est donnée par :

$$c = \frac{90}{x^2(1 - \varpi_0 x)}$$

d'où :

$$c = \frac{5^3}{2^2 \cdot 3} 90 \varpi_0^2$$

Ce qui donne ici :

$$c = 2^k, 34.$$

C'est à peu près la charge alaire du pigeon, de la mouette, du milan.  
Si l'on calcule le poids total P, on obtient :

$$P = cx^2 = \frac{90}{1 - \sigma_0 x} = 90 \frac{5}{3} = 150^k$$

Et pour le poids de la surface portante, on trouve :

$$\sigma_0 cx^3 = 90 \cdot \frac{2}{3} = 60^k$$

D'où ce théorème : *La surface portante doit entrer pour les 2/5 dans le poids total.*

Tous ces résultats sont, jusqu'ici, indépendants du rendement  $\rho$ , de la qualité  $q$  et de la résistance de l'air  $\varphi$ .

Admettons comme précédemment  $\rho = 0,06$ ,  $q = 40$  et  $\varphi = 0,08$ . La valeur de  $y$  est alors :

$$y^2 = 8,15$$

$$y = 2,86 \text{ HP}$$

avec une vitesse d'environ 7<sup>m</sup> par seconde.

Cette puissance, de près de trois chevaux, est supérieure à ce que l'homme peut produire, mais il ne s'en faut pas de beaucoup, et on conçoit qu'il suffirait d'améliorer légèrement quelques-unes des données du problème pour arriver au but. Ainsi, sans même changer la qualité, on peut espérer porter le rendement à 0,7. Dans ces conditions, on constate qu'il suffirait pour ramener  $y$  à 2 HP, de réduire  $\sigma_0$  à 0<sup>k</sup>,04. Cela paraît facilement possible, pour peu qu'on cherche dans cette voie.

Ce qui est certain, c'est qu'il faut chercher dans la voie des très grandes surfaces portantes.

Nous nous garderons de conclure. Eussions-nous résolu la question de la surface portante, qu'il resterait beaucoup d'obstacles pratiques, tels que l'essor et l'équilibre. Nous avons seulement voulu montrer qu'il faut se garder d'être affirmatif ni dans un sens ni dans l'autre ; et si, dans un an ou deux, on nous annonçait qu'une bicyclette aérienne a volé en terrain plat pendant quelques secondes, il ne faudrait pas a priori nous montrer incrédules.

## CHAPITRE VI.

### THÉORIE DE L'AÉROPLANE (*suite*).

---

Régimes de marche de l'aéroplane. — Fonctionnement du moteur. — Discussion des cas possibles. — Descente en vol plané. — Descente avec moteur en marche. — Choix de la vitesse de régime. — Perfectionnement à la théorie de l'aéroplane.

---

#### RÉGIMES DE MARCHE DE L'AÉROPLANE.

La théorie qui précède envisage le problème de l'aéroplane dans sa généralité, la vitesse et la traction pouvant varier indépendamment l'une de l'autre.

C'est, comme nous l'avons dit, le problème qui se pose lorsque l'aéroplane n'est pas encore construit, et qu'il s'agit de calculer ses diverses parties, de connaître la puissance minima nécessaire, et de déterminer les conditions de possibilité du problème.

C'est aussi, entre certaines limites assez restreintes d'ailleurs, celui qui se pose lorsqu'on fait varier la carburation du moteur ; cette manœuvre équivaut à avoir un moteur de puissance variable, et on peut alors faire varier indépendamment la traction et la vitesse ; elle est du reste fréquemment employée, dans le but de ménager le moteur, toutes les fois que cela est possible, en ne lui faisant pas donner toute sa force.

Ce serait le problème général de l'aéroplane, si on pouvait, quelle que soit la vitesse de translation, maintenir le moteur à son régime normal, caractérisé par une vitesse de rotation déterminée, par exemple 1.200 ou 1.400 tours par minute. Mais ceci exigerait que les hélices propulsives aient soit un pas variable, soit une démultipli-

cation variable ; ces dispositifs ne sont pas encore entrés dans la pratique courante.

Nous devons donc maintenant étudier un autre problème, à savoir le régime de marche de l'aéroplane une fois construit. L'appareil étant muni d'un moteur suffisamment puissant réglé une fois pour toutes, et d'hélices propulsives, l'aviateur ne touchant plus au moteur ni au propulseur après la mise en marche, quel sera le régime de marche, quelles seront les vitesses possibles, et comment se comportera l'appareil en dehors de ces vitesses ?

On suppose que le pilote peut régler l'angle d'attaque, et par suite la vitesse, par la manœuvre du gouvernail de profondeur.

Lorsque la vitesse de translation variera, la vitesse angulaire du moteur ne restera pas constante ; elle variera également.

Ceci nous oblige à préciser un peu les conditions de fonctionnement des moteurs à essence de pétrole utilisés en aviation.

### FONCTIONNEMENT DU MOTEUR.

Le couple moteur dépend de la pression moyenne des gaz sur le piston. On peut, comme première approximation assez grossière, remarquer que cette pression moyenne est sensiblement constante, indépendante de la vitesse angulaire. Par suite, le couple moteur sur l'arbre est à peu près constant. Soit  $C$  ce couple.

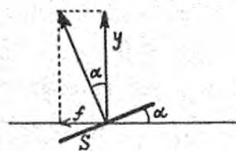


FIG. 85. — Réaction sur un élément d'hélice.

D'autre part, si le propulseur est une hélice géométrique de pas  $h$ , et si la résistance de l'air est exactement normale à la surface en chaque point, la traction sera proportionnelle au couple moteur, et

par conséquent constante aussi.

En effet, considérons un élément de surface  $S$  de l'hélice, placé à une distance  $x$  de l'axe, et incliné d'un angle  $\alpha$  (fig. 85) ; la considération du pas nous donne la condition :

$$h = 2\pi x \operatorname{tg} \alpha.$$

Soit  $c$  le couple moteur élémentaire appliqué en  $S$  ; la force exercée  $f$  sera donnée par :

$$fx = c$$

Soit  $y$  la traction produite sur l'arbre. On voit immédiatement que :

$$y = \frac{f}{\operatorname{tg} \alpha}$$

d'où :

$$y = f \frac{2\pi x}{h} = \frac{2\pi}{h} fx = \frac{2\pi}{h} c$$

Et si  $Y$  est la traction totale, on a en faisant la sommation (1) :

$$Y = \Sigma y = \frac{2\pi}{h} \Sigma c = \frac{2\pi}{h} C$$

La traction  $Y$  est donc bien constante si le couple moteur  $C$  est constant. (Nous donnerons plus loin, dans la théorie des hélices, une démonstration beaucoup plus générale de cette propriété).

S'il en était ainsi, quelle que soit la vitesse de translation, le moteur produirait une traction constante, à condition qu'il ne dépasse

pas sa vitesse de régime, et la traction aux diverses vitesses pourrait être représentée par une droite horizontale interrompue en un certain point  $A$  (fig. 86).

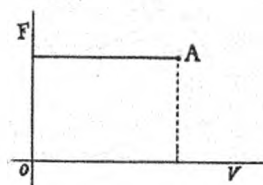


FIG. 86.  
Traction constante.

Mais les hypothèses que nous avons énoncées ne sont qu'approximatives, et il est indispensable d'examiner les choses de plus près.

Si on mesure expérimentalement la puissance développée par un moteur à essence aux diverses vitesses,

(1) Pour qu'on ait le droit de faire une sommation appliquée aux éléments de surface d'une hélice, il faut qu'on considère des propriétés qui ne sont pas sensiblement modifiées par la présence des éléments voisins. C'est le cas ici, puisque nous ne considérons que la direction de la réaction élémentaire, sans faire aucune hypothèse sur sa grandeur.



on constate qu'il ne fonctionne convenablement qu'entre certaines limites de vitesse angulaire, et que la courbe des puissances est semblable à celle représentée fig. 87.

Il y a une vitesse minima  $a$  au-dessous de laquelle le moteur ne peut pas descendre sans « caler », c'est-à-dire s'arrêter, les explosions étant trop espacées pour entretenir le mouvement. Cette vitesse dépend de l'inertie des pièces tournantes telles que le volant, mais

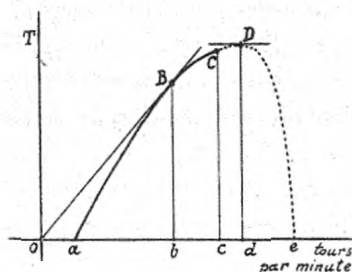


FIG. 87. — Courbe de la puissance d'un moteur à explosion.

elle ne dépend pas que de cela, car aux faibles vitesses le fonctionnement est mauvais et le rendement faible. A la vitesse minima, le couple moteur et la puissance disponibles sont tous deux nuls, puisque le moteur ne peut même pas tourner à vide. Cette vitesse est, dans les moteurs employés, voisine de 150 tours par minute.

A partir de la vitesse  $a$ , le fonctionnement devient possible, et le rendement augmente rapidement, c'est-à-dire qu'à carburation égale le couple moteur augmente. Il passe par un maximum pour une certaine vitesse  $b$ ; c'est la meilleure vitesse, celle pour laquelle le moteur fonctionne le mieux; c'est celle qu'on appelle la *vitesse de régime* du moteur. Il est facile de voir que, sur la courbe, le point B correspondant au maximum du couple moteur doit avoir sa tangente passant par l'origine.

On peut, sans inconvénient, dépasser un peu cette vitesse, et aller, sans que le rendement s'en ressente notablement, jusqu'à une vitesse C. Du reste, au voisinage du point B, la courbe est presque droite et diffère très peu de sa tangente, de sorte que le point B est difficile à déterminer exactement. Au-delà de la vitesse C, le fonctionnement devient mauvais, principalement par suite de l'inertie des pièces en mouvement et des difficultés de l'alimentation et du refroidissement;

le moteur fatigue, chauffe, et « grippe » très rapidement ; aussi ces vitesses ne peuvent-elles être maintenues que quelques minutes. Cette partie de la courbe est représentée en pointillé.

Il est très important de noter que, au point C, la puissance croît encore, car si le couple moteur diminue, par contre la vitesse augmente, de sorte que le maximum de puissance D a lieu pour une vitesse  $d$  qui est déjà en dehors des limites de bon fonctionnement. On ne peut donc faire donner à un moteur son maximum de puissance qu'en le fatiguant rapidement, et il ne faut pas confondre la *puissance normale* avec la *puissance maxima*. Nous insistons sur ce point généralement mal compris : la vitesse de régime n'est pas celle qui correspond au maximum de puissance, mais bien au maximum du couple moteur.

Au-delà du point C, le couple moteur diminue beaucoup et devient rapidement nul. Les limites de bon fonctionnement pour une marche d'une certaine durée sont  $a$  et  $c$ .

La courbe du couple moteur se déduit facilement de la courbe de la puissance (fig. 88). En B il y a un maximum, puis la courbe commence à redescendre. Au point D qui correspond au maximum de

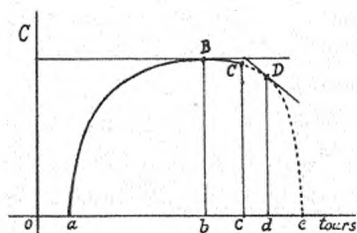


FIG. 88. — Courbe du couple moteur.

puissance, le couple moteur est déjà en décroissance. La partie de la courbe représentée en pointillé correspond aux vitesses qui fatiguent le moteur.

La traction exercée par les hélices serait proportionnelle au couple moteur si la direction des réactions de l'air sur

les éléments de surface de l'hélice restait constante.

En réalité, cette direction varie, mais faiblement, de sorte que la courbe des tractions est analogue à la courbe des couples moteurs représentée fig. 88. Toutefois, la tangente en B n'est plus exactement horizontale ; le point B n'a plus de propriété bien caractéristique,

aussi l'incertitude qui règne sur sa position exacte n'a-t-elle pas d'importance.

Les vitesses angulaires du moteur et des hélices et les tractions correspondantes étant données, les vitesses auxquelles doit marcher l'aéroplane se trouvent par là même déterminées. Nous verrons, dans le chapitre des hélices propulsives, comment on peut les calculer. Il suffit pour le moment de savoir qu'en pratique la vitesse de translation  $V$  de l'aéroplane varie dans le même sens que la vitesse du moteur. Nous pourrions donc représenter la traction donnée par les hélices, en fonction de la vitesse  $V$  de l'aéroplane, par une courbe  $Y$  qui, elle aussi, sera analogue à celle de la fig. 88.

D'autre part, la traction nécessaire au vol horizontal est représentée par la courbe  $F$  que nous avons vue aux fig. 73 et 74. Suivant la façon dont ces deux courbes se coupent, plusieurs cas peuvent se présenter.

Les diverses positions respectives des deux courbes vont nous permettre de faire la discussion complète du problème, sans écrire aucune formule, et beaucoup plus exactement qu'on ne pourrait le faire par le calcul, car les courbes en question ne peuvent pas se représenter exactement par des équations ; et notamment la formule classique de la traction nécessaire au vol ne représente qu'une partie de la courbe  $F$ .

### DISCUSSION DES CAS POSSIBLES.

1° *Les deux courbes ne se rencontrent pas.* — La courbe  $Y$

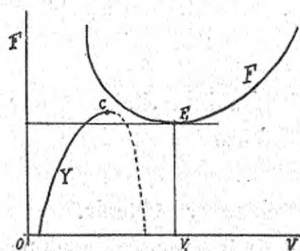


FIG. 89. — Les deux courbes ne se rencontrent pas.

des tractions de l'hélice est entièrement au-dessous de la courbe  $F$  des tractions nécessaires au vol horizontal (Fig. 89).

L'aéroplane n'est pas viable. Quelle que soit la vitesse adoptée, la traction des hélices est toujours trop faible. Notons que cela ne veut pas dire que la traction  $Y$  est toujours

inférieure à la moindre traction  $F_1$ . Elle peut lui être supérieure, comme nous l'avons précisément représenté sur la figure ci-contre, mais pour des vitesses mal appropriées, trop faibles ou trop fortes.

Il faut faire rentrer dans ce cas celui où les deux courbes sont tangentes; l'aéroplane pourrait à la rigueur se maintenir en l'air, mais ne disposant d'aucun excédent de puissance, il ne pourrait jamais s'enlever de terre.

2° Les deux courbes se coupent en deux points  $A'$  et  $A''$ . — Ce cas se subdivise en plusieurs autres.

Nous supposons d'abord que les deux points  $A'$  et  $A''$  sont dans la bonne partie de la courbe  $Y$  (fig. 90). Deux allures sont alors possibles, dont les vitesses sont  $V'$  et  $V''$ . On les appelle *vitesses de régime*.

Pour ces deux vitesses, la marche sera horizontale; entre les deux, il y a excès de force, et on pourra monter. En dehors de l'intervalle  $V'V''$ , la traction est trop faible, et la trajectoire sera descendante.

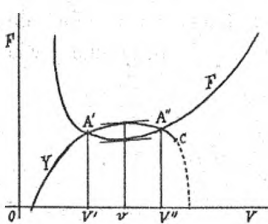


Fig. 90. — Deux allures possibles, toutes deux durables.

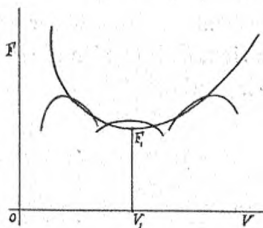


Fig. 91. — Diverses dispositions possibles.

La plus forte pente de montée s'obtiendra à la vitesse  $v$  pour laquelle l'excès de force, mesuré par la différence d'ordonnées  $Y-F$  des deux courbes, est maximum.

Ce cas est le cas normal, celui qu'il faut chercher à obtenir.

Notons que la moindre traction  $F_1$  peut se trouver placée d'une façon quelconque par rapport aux points  $A'$  et  $A''$ . La figure 94 repré-

sente les trois dispositions possibles. On voit que les deux vitesses de régime peuvent être toutes deux inférieures à la vitesse de moindre traction  $V_1$ , ou toutes deux supérieures, ou enfin encadrer  $V_1$ .

La vitesse  $V_1$ , purement théorique, n'a aucune propriété particulière dans le problème actuel. C'est une erreur de croire, comme cela a été dit parfois, que les vitesses de régime encadrent toujours  $V_1$ , et que les vitesses supérieures à  $V_1$  sont seules réalisables en pratique.

Du reste, les vitesses voisines de  $V_1$  sont toujours les meilleures, en ce qu'elles sont les plus économiques et qu'elles fatiguent le moins les organes propulseurs.

Nous désignerons les deux vitesses de régime par *régime rapide* et *régime lent*.

Nous verrons plus loin que, des deux vitesses de régime possibles, c'est la plus grande,  $V''$ , qu'on préfère dans la pratique et qu'on adopte habituellement.

3° Les deux courbes se coupent, mais les points  $A'$  et  $A''$  sont tous deux dans la mauvaise partie de la courbe  $Y$  (fig. 92).

— Alors il y a bien, au moins momentanément, deux allures possibles, mais à condition de forcer le moteur, de le faire tourner plus vite que sa vitesse de régime ; il chauffera, et le vol ne pourra se prolonger au-delà de quelques minutes.

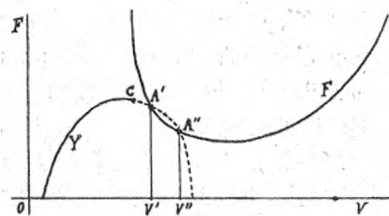


FIG. 92. — Deux allures possibles, mais non durables.

C'est forcément ce qui arrivera si le moteur n'est que strictement suffisant et

doit donner son maximum de puissance ; les deux allures  $A'$  et  $A''$  seront voisines de ce maximum qui est, comme nous l'avons vu, situé sur la mauvaise partie de la courbe  $Y$ .

Ceci explique pourquoi, en 1907 et 1908, nos aviateurs ne par-

venaient à voler que pendant un temps très court, après lequel le moteur chauffait et refusait tout service.

Il importe de remarquer que, dans ce cas, la moins mauvaise des deux allures est  $V'$ , la plus lente, celle qui s'éloigne le moins des vitesses admissibles.

4° Enfin, un dernier cas est celui où *le point  $A'$  est sur la bonne partie, et le point  $A''$  sur la mauvaise partie de la courbe  $Y$*  (fig. 93).

Ce cas n'a rien de paradoxal, et il a dû se produire bien des fois dans la réalité.

Des deux allures possibles, une seule, la plus lente, est bonne et durable. La plus rapide ne peut pas être maintenue sans provoquer l'échauffement du moteur. Malheureusement, on adopte habituellement en pratique l'allure la plus rapide, simplement parce que

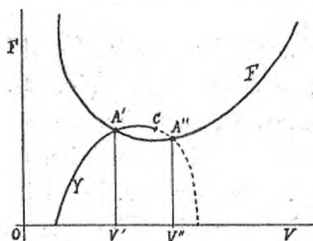


FIG. 93. — Deux allures possibles, la plus lente la seule durable.

l'éducation des pilotes est faite dans ce sens, comme nous le verrons plus loin. On n'arrivera donc pas à maintenir le vol, bien que l'aéroplane soit parfaitement viable à condition qu'on prenne l'allure lente  $V'$ . Ce cas a dû se présenter plus d'une fois dans la réalité ; les aéroplanes de 1907 et 1908 auraient certainement pu voler plus

longtemps si, au lieu de la vitesse  $V''$ , on avait manœuvré de façon à adopter la vitesse  $V'$  qui eût moins fatigué le moteur. Ce résultat eût été très utile à l'époque, et il peut l'être encore ; il nous paraît assez important pour justifier, à lui seul, l'intérêt de l'étude qui précède.

*Influence d'une augmentation de poids.* — Si on augmente la charge de l'appareil, par exemple par l'adjonction d'un passager, la traction nécessaire au vol augmente ; la courbe  $F$  remonte, sans

changer d'aspect, et devient G située au-dessus de F (fig. 94). Nous supposons bien entendu qu'elle rencontre encore Y.

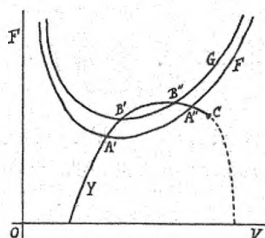


Fig. 94.  
Augmentation du poids.

On voit que les deux allures B' et B'' sont comprises entre A' et A''. Si, comme d'habitude, on adopte l'allure supérieure, l'augmentation du poids se traduit donc par une diminution de vitesse, contrairement à une croyance assez répandue. Le contraire arriverait si on adoptait

l'allure inférieure.

### DESCENTE EN VOL PLANÉ.

Ce cas peut s'étudier par la même méthode que le précédent si on remarque que, d'après un théorème précédent, la traction en marche horizontale est égale au poids multiplié par la pente de descente en vol plané.

Ainsi, descendre en vol plané à une certaine pente  $-\beta$  équivaut, au point de vue des vitesses réalisées, à disposer d'une traction égale à la pente  $\beta$  multipliée par le poids :

$$F = -\beta P$$

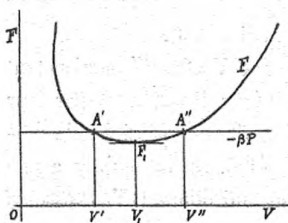


Fig. 95.  
Cas de la descente en vol plané.

Figurons la courbe des tractions, comme précédemment (fig. 93).

Figurons aussi la traction  $-\beta P$  dont on dispose en descendant à la pente  $-\beta$ , traction qui est indépendante de la vitesse, et qui est représentée par une droite hori-

zontale. Si la droite  $OP$  coupe la courbe  $F$ , il y a deux vitesses possibles. Elles sont données par l'équation :

$$- \beta P = F = \frac{P^2 r}{K S V^2} + K' S' V^2. \quad (29)$$

Si la droite est tangente, il n'y a qu'une vitesse possible, qui est la vitesse de moindre traction  $V_1$ . La pente correspondante est donnée par la condition :

$$- \beta P = F_1$$

C'est la plus faible pente possible. Pour toute pente inférieure à cette valeur,  $-\beta P$  est plus petit que  $F_1$ , la droite ne coupe pas la courbe ; la pente considérée n'est pas réalisable.

On peut représenter ce problème d'une façon très parlante aux yeux en adoptant, comme l'a proposé M. Soreau, les coordonnées polaires, avec  $\beta$  et  $V$  comme coordonnées (fig. 96).

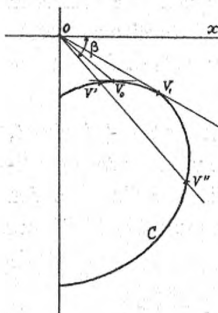


FIG. 96.  
Descente en vol plané  
(coordonnées polaires).

On considère une pente  $\beta$ , on mène le rayon  $OV''$  incliné de l'angle  $\beta$ , et on prend les longueurs  $OV'$  et  $OV''$  égales aux vitesses de régime. On obtient ainsi la courbe de la fig. 96, qui a aussi pour équation l'équation (29).

Les vecteurs  $OV'$  et  $OV''$  représentent à la fois par leur direction et par leur longueur, les vitesses possibles de descente en vol plané. On voit qu'il y a une pente minima qui donne  $OV_1$  vitesse de moindre traction.

La vitesse de moindre puissance  $OV_0$  est caractérisée par ce fait que  $V_0$  est le point le plus haut de la courbe.

La discussion qui précède s'applique au vol plané des oiseaux comme aux aéroplanes.



## DESCENTE AVEC MOTEUR EN MARCHÉ.

Ce cas équivaut à avoir un supplément de force tractive provenant de la pente de la trajectoire. Dans les figures 89 à 95 ci-dessus, on obtient ce cas en remontant toute la courbe Y d'une quantité proportionnelle à la pente de descente, d'où la courbe Z (fig. 97).

On peut voir que cela augmente le champ des vitesses possibles, les allures B' et B'' comprenant entre elles les allures A' et A''. Mais on voit aussi que cette manœuvre présente un grave danger, c'est que le point B'' aura grandes chances de se trouver sur la partie mauvaise de la courbe Z, correspondant à une vitesse exagérée du moteur. D'où danger de grippage, et même d'éclatement.

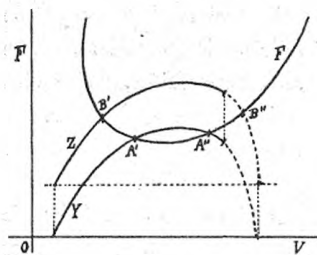


FIG. 97.  
Descente avec moteur en marche.

La descente avec moteur en marche est donc à éviter, et il convient, en règle générale, de descendre avec moteur éteint, c'est-à-dire en coupant l'allumage.

On peut étudier de la même façon le cas de la marche ascendante, en abaissant la courbe Y d'une quantité proportionnelle à la pente de montée.

## CHOIX DE LA VITESSE DE RÉGIME.

Nous allons maintenant examiner les avantages respectifs des deux vitesses de régime V' et V'', et la manœuvre à faire pour adopter l'une ou l'autre. Elles correspondent à des angles d'attaque  $i'$  et  $i''$ . La plus grande correspond au plus petit angle d'attaque. On sait que l'aviateur peut régler à volonté l'angle d'attaque par la manœuvre du gouvernail de profondeur. S'il augmente progressivement l'angle

d'attaque à partir de zéro, la trajectoire est d'abord descendante. Lorsque l'angle atteint  $i''$ , la marche devient horizontale (régime rapide). Entre  $i''$  et  $i'$ , la trajectoire devient ascendante, passe par une pente maxima, puis revient à l'horizontale pour l'angle  $i'$  (régime lent). Au-delà de  $i'$ , la trajectoire est descendante.

Ainsi, lorsqu'on constate que l'on monte, on peut revenir à l'horizontale soit en diminuant, soit en augmentant l'angle d'attaque. Abstraction faite des avantages de la vitesse, le régime rapide n'est pas nécessairement le plus économique des deux.

Le régime lent a l'avantage de moins fatiguer le moteur, et de faciliter l'atterrissage. En cas de vent variable, les perturbations que l'appareil subit sont plus amples qu'avec l'autre régime, mais moins brusques, moins soudaines, et on a en mieux le temps d'y parer.

Ce régime lent présente ceci de curieux, que lorsque le moteur faiblit, la vitesse de translation de l'appareil s'accélère.

Le régime lent donne une meilleure stabilité longitudinale que le régime rapide. La pratique montre, en effet, que pour augmenter l'angle d'attaque il faut accentuer le V formé par le gouvernail de



FIG. 98. — Le V longitudinal du gouvernail de profondeur.

profondeur G et les surfaces principales S (fig. 98), et ce V a un effet favorable à la stabilité automatique ; au contraire, pour diminuer l'angle d'attaque, il faut diminuer le V, et on peut alors diminuer et même perdre tout à fait la stabilité automatique. Il y a une position du gouvernail

de profondeur au-dessous de laquelle il y a danger d'instabilité, et il est utile que l'aviateur ne puisse pas, *même s'il le voulait*, dépasser cette position (1).

L'efficacité des organes stabilisateurs (gauchissement, ailerons) et du gouvernail de direction étant d'autant plus grande que la vitesse

---

(1) On ne saurait trop insister sur ce point. L'abaissement excessif du gouvernail de profondeur, notamment lorsque l'aviateur veut descendre, peut faire piquer du nez l'appareil. Beaucoup de chutes et d'accidents graves sont imputables à cette cause.

est plus grande, le régime rapide a, à ce point de vue, l'avantage de donner à l'appareil plus de maniabilité. C'est pourquoi on recommande aux aviateurs, par dessus tout, de ne jamais perdre leur vitesse, car non seulement la sustentation en dépend, mais aussi la maniabilité de l'appareil. Le régime lent présente à cet égard un sérieux inconvénient, c'est qu'une rafale risque davantage d'annihiler subitement la vitesse relative, ce qui a pour effet de provoquer la chute verticale ou même la chute en arrière, sans que le pilote ait aucune action sur les appareils de manœuvre.

Etant au régime rapide, pour monter il faut augmenter l'angle, et pour descendre le diminuer.

Le contraire a lieu si on est au régime lent.

Or, actuellement l'éducation des pilotes est faite de la manière suivante : pour monter, augmenter l'angle d'attaque ; pour descendre, le diminuer. Cette manœuvre aboutit nécessairement à fixer l'appareil à la vitesse de régime rapide.

Mais si on adoptait le principe contraire, partir d'un grand angle d'attaque, le diminuer pour monter, l'augmenter pour descendre, on aboutirait au régime lent sans plus de difficulté. Ce n'est qu'une question d'éducation ; les réflexes à acquérir sont inverses, mais ne sont pas plus difficiles dans un cas que dans l'autre, et c'est une erreur de croire, comme cela a été dit par plusieurs auteurs (1), que le régime lent est instable ou acrobatique.

Quelle que soit la vitesse de l'appareil à un moment donné, pour se fixer à l'une ou l'autre vitesse de régime il suffit de donner à l'appareil l'angle d'attaque correspondant.

La vitesse voulue s'établira d'elle-même, et restera fixe (2), après une courte période de transition, pendant laquelle l'appareil montera ou descendra un peu.

Si on se trouve à une vitesse inférieure à celle qu'on veut

---

(1) Notamment par M. Painlevé.

(2) Nous supposons bien entendu qu'il s'agit d'un aéroplane bien étudié et muni de surfaces stabilisatrices convenables.

atteindre, l'appareil, aussitôt l'angle d'attaque fixé, fera une abattée pour gagner de la vitesse. Cette abattée peut avoir des inconvénients si on est près de terre, et dans ce cas il faut manœuvrer progressivement.

Si on se trouve à une vitesse supérieure à celle qu'on veut atteindre, l'appareil se cabrera et montera un peu, ce qui n'a pas d'inconvénient.

Si donc on se pose le problème suivant : étant à une vitesse quelconque, passer à l'une des vitesses de régime *sans faire d'abattée*, sans descendre (mais avec faculté de monter), il y a trois cas à distinguer :

1° La vitesse est plus petite que  $V'$ . Il faut atteindre une vitesse supérieure ; on ne peut pas éviter de descendre.

2° La vitesse est entre  $V'$  et  $V''$ . On peut bien passer au régime lent ; mais pour passer au régime rapide il est indispensable de faire une abattée.

3° La vitesse est supérieure à  $V''$ . On peut passer à l'un ou l'autre des régimes sans faire d'abattée.

Le régime lent est, à ce point de vue, plutôt plus facile à adopter que l'autre.

Une fois atteintes, les vitesses de régime sont toujours stables, aussi bien l'une que l'autre, et se rétablissent d'elles-mêmes si une cause extérieure les a altérées. Seule la préférence personnelle de l'aviateur, ou ses réflexes acquis par éducation, déterminent le choix entre elles.

Ces conclusions sont contraires à celles que M. Painlevé a développées dans la *Technique aéronautique* (1), et qui sont les suivantes :

C'est toujours le régime rapide qui s'établit de lui-même ; le régime lent est instable et ne peut être conservé à moins d'une acrobatie invraisemblable.

---

(1) Painlevé, Etude sur le régime normal d'un aéroplane, *la Technique aéronautique*, 1<sup>er</sup> janv. 1910.

Ces conclusions proviennent de la façon défectueuse dont l'auteur s'est posé le problème. Il astreint l'appareil à changer d'allure *sans monter ni descendre*, en restant à hauteur constante même pendant la période transitoire. Le problème ainsi posé est, par lui-même, nécessairement acrobatique, à peu près au même titre que celui qui consisterait, étant à bicyclette, à suivre rigoureusement une ligne tracée sur le sol, sans autoriser les légères sinuosités nécessaires au maintien de l'équilibre.

Poser la question ainsi n'a aucun intérêt ; il est à la rigueur admissible qu'on astreigne l'aviateur à ne pas faire d'abatée, mais on doit lui laisser au moins la faculté de monter.

En l'obligeant à suivre une horizontale, on lui interdit par là-même les véritables manœuvres usitées en pratique. Quand un aéroplane est stable, il rétablit automatiquement sa vitesse au moyen de légères oscillations en hauteur. En posant un problème qui ne permet pas ces oscillations, et qui par conséquent exclut d'avance le jeu de la stabilité automatique, M. Painlevé arrive à cette conclusion contradictoire que, à l'allure lente, la vitesse est instable si l'aviateur gouverne, et stable s'il ne gouverne pas ! (*Sic*).

Une autre conclusion inexacte de l'étude précitée est que, lorsque

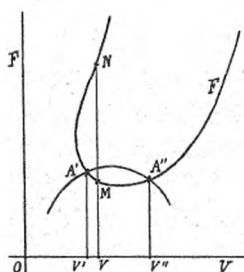


FIG. 99. — Passage de la vitesse initiale  $V$  à une vitesse de régime.

la vitesse initiale  $V$  est intermédiaire entre  $V'$  et  $V''$ , en manœuvrant à hauteur constante la vitesse augmente nécessairement et aboutit au régime  $A''$  (fig. 99). En réalité, à la vitesse  $V$  correspondent deux angles d'attaque ; l'un donne l'allure  $M$  considérée par l'auteur, l'autre donne l'allure  $N$  qui exige une plus forte traction et qui, par suite, fera ralentir l'appareil et le rapprochera du régime  $A'$ .

Seulement cette allure  $N$  est sur la partie de la courbe des tractions qui n'est pas contenue dans les formules que M. Painlevé a prises pour base. Cet exemple montre le danger qu'il y a à faire la discussion d'un

problème sur des formules qui n'en représentent qu'une assez faible partie ; la discussion en implique alors l'extrapolation, qui peut ne pas être légitime. Il est préférable de discuter sur des courbes expérimentales.

Tout ceci montre une fois de plus qu'en aviation la grande difficulté est de bien poser les problèmes sur leur véritable terrain, avec un choix d'hypothèses conformes à la réalité.

### PERFECTIONNEMENT A LA THÉORIE DE L'AÉROPLANE.

La théorie que nous avons développée ci-dessus est basée sur les formules proposées par M. Soreau en 1908 pour représenter les composantes de la réaction de l'air sur une surface plane ou arquée, formules qui sont les suivantes :

$$\left| \begin{array}{l} H = KSV^2 i \\ F = KSV^2 ri^2 + K'S'V^2 \end{array} \right.$$

Or, nous avons vu, au chapitre IV, que ces formules ne sont pas satisfaisantes, et qu'il convient de les remplacer par les suivantes :

$$\left| \begin{array}{l} H = KSV^2 i \\ F = KSV^2 ri^n + K'S'V^2 \end{array} \right.$$

dans lesquelles l'exposant  $n$  est plus grand que 2, et compris 2 et 4.

Il n'y a aucune difficulté à reprendre toute la théorie de l'aéroplane en partant de ces formules générales ; on trouve une série de théorèmes analogues à ceux qui ont été indiqués ci-dessus, peu différents comme forme, et dans lesquels les coefficients numériques surtout sont changés.

Nous ne développerons pas de nouveau toute la théorie, ce serait long et sans grand intérêt ; nous nous bornerons à étudier rapidement le cas de  $n = 3$ . Pour les types de surfaces expérimentés par M. Riabouchinsky, nous avons vu qu'on trouvait  $n$  tantôt égal à 2,5, tantôt à 3, tantôt à 4.

En prenant comme valeur approchée  $n = 3$ , nous devons être dans une bonne moyenne applicable à la pratique ; les résultats que nous trouverons seront à coup sûr plus exacts que ceux de la théorie qui précède.

En marche horizontale, on a  $H = P$ , et on peut écrire :

$$\begin{cases} P = KSV^2 i \\ F = Pr i^2 + K'S'V^2 \end{cases}$$

Cherchons la vitesse de moindre traction  $V_1$ .

On peut écrire :

$$F = \frac{P^3 r}{K^2 S^2 V^4} + K'S'V^2$$

Annulant la dérivée de  $F$  par rapport à  $V$ , on obtient :

$$-\frac{4P^3 r}{K^2 S^2 V^5} + 2K'S'V = 0$$

équation qui peut se mettre sous les deux formes suivantes :

$$\frac{2P^3 r}{K^2 S^2 V_1^4} = K'S'V_1^2$$

$$V_1^6 = \frac{2P^3 r}{K^2 S^2 K'S'}$$

La première équation montre que *le minimum de traction a lieu quand la résistance de pénétration est double de la résistance de sustentation*. Ce théorème est plus exact que le théorème classique dû à Pénaud. Il explique ce fait que, dans les aéroplanes, la résistance de pénétration est beaucoup plus importante qu'on ne s'y attend d'après la théorie de Pénaud, fait que les théoriciens ont souvent remarqué sans en trouver la raison.

Dans la théorie générale où on laisserait l'exposant  $n$ , on trouverait que la résistance de pénétration doit être  $n - 4$  fois plus grande que la résistance de sustentation.

La deuxième équation donne la vitesse de moindre traction  $V_1$ .

On trouve d'une manière analogue, pour la vitesse de moindre puissance, le théorème suivant : *le minimum de puissance a lieu quand la résistance de pénétration est égale à la résistance de sustentation* (en général,  $\frac{2n-1}{3}$  fois plus grande).

Ce théorème est également plus exact que le théorème classique de Pénaud.

Pour la vitesse de moindre puissance  $V_0$ , on trouve :

$$V_0^6 = \frac{P^3 r}{K^2 S^2 K' S'}$$

Remarquons que  $V_1$  et  $V_0$  sont liés par la relation :

$$\left( \frac{V_1}{V_0} \right)^6 = 2$$

d'où :

$$\frac{V_1}{V_0} = 1,12$$

Les angles d'incidence correspondants sont dans le rapport de 4 à 4,25.

On voit que  $V_1$  et  $V_0$  diffèrent beaucoup moins l'un de l'autre que dans la théorie de Pénaud qui donnait un rapport de 4,32. Pratiquement  $V_1$  et  $V_0$  se confondent.

De même si on calcule les puissances  $T_0$  et  $T_1$ , on trouve :

$$\frac{T_1}{T_0} = \frac{3}{2\sqrt{2}} = 1,06$$

au lieu de 4,14 dans la théorie de Pénaud.

Ainsi les allures de moindre traction et de moindre puissance diffèrent beaucoup moins qu'on ne l'a admis jusqu'ici, et *pratiquement elles se confondent*, résultat très important.

Précisément nous avons vu, au chapitre IV, que, parmi les surfaces expérimentées par M. Riabouchinsky, si on cherche celles qui



correspondent à la moindre traction et à la moindre puissance, on trouve que c'est la même surface (l'arquée au  $30^{\circ}$ ) qui répond à ces deux conditions, et pour des angles d'incidence sensiblement égaux ; tandis que la théorie de Pénaud aboutit à des angles très différents, dans le rapport de 4 à 1,73.

Si on prend  $n = 4$ , comme cela paraît être indiqué pour certaines arquées, les deux régimes se rapprochent encore davantage l'un de l'autre.

Il y aurait lieu de modifier de la même manière les théorèmes relatifs à la montée et à la descente de l'aéroplane.

Par contre, rien ne sera changé à l'étude des familles d'aéroplanes semblables, où ne figure que la notion de *qualité* ; rien non plus à l'étude des régimes de marche.

Dans la recherche de l'inclinaison optima de l'axe de l'hélice, le résultat subit un changement important ; on trouve :

$$\gamma = 3\pi^2$$

Il en résulte que  $\gamma$  est d'un ordre de grandeur beaucoup plus petit que  $i$  ; sa valeur n'est que de 1 à  $2^{\circ}$  ; l'hélice doit être à axe presque horizontal. C'est du reste ce que font les constructeurs ; une théorie trop sommaire semblait leur donner tort ; notre théorie plus exacte semble leur donner raison, tout au moins pour certaines formes des surfaces sustentatrices.

Nous bornons ici cette théorie nouvelle. Lorsqu'on possédera des résultats d'expériences plus nombreux, il y aura peut-être lieu de l'adopter définitivement à la place de celle que nous avons développée.

---

## 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 études chronophotographiques sur le mécanisme du coup d'ailes, tant à l'abaissement 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 (2) arrivait par le calcul à cette conclu-

---

(1) Paris, Masson, 1890.

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

sion 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 45 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 (1).

Revenons sur le vol ramé propulsif. En principe, il est analogue 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'abaissement de l'aile ne se fait pas verticalement, mais obliquement d'arrière en avant. Qu'est-ce qui produit cette obliquité ? La direction

---

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

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 phénomène ; un coup d'œil sur la figure 84 (page 182) 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 (3) ; l'aile, animée à la fois d'un mouvement de translation et d'un mouvement d'abaissement, 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

---

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

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

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

D'Argyll (1) 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. Plin 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 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'abaisée 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.

---

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

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

---

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

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) :

« Toussinel 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 Toussinel, auteur estimé mais autorité scientifique contestable, qui rapporte une affirmation de Spallanzani.

Nous avons dernièrement (1) fait appel aux érudits pour rechercher 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 Toussinel 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 (2), se tenir en l'air, en quelque sorte immobiles, c'est-à-dire ne faisant que de minimes mouvements pour se maintenir contre la

---

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

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

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 ?

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,

---

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



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 4 h. 7 m. 31 s., avec une vitesse 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 DÉPENSÉ 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 4<sup>er</sup> 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.

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.

---

(1) Voir page 480.

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, 4.200 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  $\sqrt[6]{4.000}$  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.

# LE VOL A VOILE.

---

Explications diverses. — Théories fantaisistes. — Théories anti-mécaniques.  
— Théories sérieuses : le vent ascendant ; la théorie de Langley. — Les faits observés. — Les variations du vent. — Théorie du vent louvoyant.  
— Explication des faits observés. — Calcul de la théorie des montagnes russes. — Calcul de la théorie du vent louvoyant.

---

On appelle vol à voile le vol sans battements d'ailes, pratiqué par certains oiseaux ; manœuvre paradoxale, dont l'existence est cependant certaine.

Dans la présente étude nous rappellerons d'abord les nombreuses hypothèses ou théories proposées pour expliquer le vol à voile.

Nous montrerons que, dans le nombre, deux théories seulement méritent d'être prises au sérieux, et à ces deux, nous ajouterons une troisième, la théorie du *vent louvoyant*, basée sur les variations de la direction du vent.

Une étude détaillée des formes et attitudes de l'oiseau voilier, nous permettra de choisir, entre ces trois explications, celle qui est conforme aux faits observés. C'est là le critérium qui, appliqué à la bonne théorie, permettra de la reconnaître. Aucune de celles proposées jusqu'ici n'avait résisté à cette épreuve. Il se trouve que la théorie du vent louvoyant s'adapte d'une manière complète aux faits observés. Il est donc vraisemblable qu'elle constitue l'explication exacte et définitive du vol à voile.

## EXPLICATIONS DIVERSES.

Il existe plus de vingt explications diverses, tant l'imagination des chercheurs s'est mise à la torture pour comprendre un phénomène qui pourtant ne sort pas de la mécanique la plus élémentaire ; seulement l'épure à tracer appartient à la géométrie dans l'espace, et non à la géométrie plane, à laquelle on a cherché vainement à la ramener.

Nous distinguerons : *les théories fantaisistes, les théories anti-mécaniques et les théories sérieuses.*

## THÉORIES FANTAISISTES.

Ce sont les plus nombreuses.

Il y a d'abord la négation pure et simple. C'est la première idée qui vient à l'esprit.

Galien croyait à une *tension psychique* de l'oiseau. Bélon admet une *répugnance de l'air à la légèreté de la plume*. Aldrovande parle d'un *mouvement tonique des ailes*.

D'autres croient que l'oiseau se remplit les os et les tubes des ailes avec de l'air chaud, ou qu'il exerce une répulsion électrique sur l'air ; n'a-t-on pas été jusqu'à invoquer la radioactivité qui rendrait l'oiseau réfractaire à la pesanteur !

Johnson (1) croit à des mouvements individuels des plumes, ou à des mouvements giratoires de la queue. Beaucoup penchent pour une trépidation imperceptible des ailes.

Pour Bell-Pettigrew (2), tout s'explique par une torsion des ailes en hélice.

Nous en passons, et qui ne sont pas meilleures.

---

(1) Congrès de Chicago, août 1893.

(2) *La locomotion chez les animaux*, 1874.

## THÉORIES ANTI-MÉCANIQUES.

Nous appellerons ainsi celles qui sont en contradiction avec les principes de la mécanique, et qui conduisent au mouvement perpétuel. Il est curieux de constater que des savants éminents, comme MM. Marey et Drzewiecki, pour ne citer que ceux-là, n'ont pas su se garder de pareille erreur.

Le vol à voile, comme tout mouvement quelconque, exige, pour se maintenir, un certain travail. Si ce travail ne provient pas de l'oiseau, il provient nécessairement de sources d'énergie extérieures, et si ces sources d'énergie n'existent pas, il faut qu'il y ait erreur de raisonnement.

*Le poids.* — I. Lancaster (1) et Camuset (2) trouvent naturel que la force motrice soit le poids. Bell-Pettigrew, en termes peu précis, semble bien partager la même idée. Rappelons que si l'oiseau avance horizontalement, ou s'il revient au bout d'un certain temps à sa hauteur primitive, la pesanteur ne peut accomplir aucun travail moteur, puisque la projection du chemin parcouru sur la force est nulle.

Il n'y a travail moteur de la pesanteur que si l'oiseau descend, mais alors c'est le simple planement et non pas le vol à voile.

*L'aspiration du vent.* — Mentionnons la fameuse aspiration du vent, dont parle Mouillard, au dire de M. Bazin (3). Certaines surfaces favorables éprouveraient, au lieu d'une résistance, une aspiration. M. Goupil a penché pour la même explication, sur la foi d'une expérience qu'il avait faite sur une surface arquée, en 1884 (4),

---

(1) *American Naturalist*, 1885-86.

(2) *L'aviation et le vol des oiseaux*, 1907.

(3) *Comptes rendus de l'Ac. des sciences*, 17 avril 1905.

(4) *La locomotion aérienne*, 1884. Nous avons mentionné cette expérience, page 108.



mais dont il a reconnu lui-même, récemment, le peu de certitude (1), le courant d'air ayant probablement été ascendant.

Cette explication conduirait au mouvement perpétuel ; si elle était vraie, la surface en question, une fois lancée en air calme, pourrait continuer indéfiniment son mouvement sans intervention d'aucune source d'énergie, ce qui est absurde.

Certains ont remplacé le mot aspiration du vent par *contre-résistance* ou résistance négative. Ce changement de nom ne fait pas disparaître l'impossibilité mécanique.

*Les rafales artificielles.* — Cette théorie a eu beaucoup de partisans, bien qu'elle soit aussi anti-mécanique que les deux précédentes, et que M. R. Soreau en ait fait justice en termes très clairs, il y a treize ans (2).

Rappelons d'abord ce principe, si souvent méconnu : un vent horizontal de vitesse uniforme ne peut pas être une source d'énergie pour l'oiseau, puisque ce vent n'existe que relativement à la terre à laquelle l'oiseau n'est relié par rien ; l'oiseau, libre dans l'air, est entraîné dans le mouvement général de l'atmosphère, et ce mouvement, auquel il participe, ne peut exercer sur lui aucun effet.

Pour l'oiseau, le vent horizontal uniforme est équivalent à l'air calme, et seule la vue de la terre lui permet de faire une distinction entre ces deux cas.

Ainsi le vent horizontal et régulier ne peut, pas plus que l'air calme, fournir d'énergie à l'oiseau ; si donc l'oiseau n'en fournit pas lui-même, quelles que soient d'ailleurs l'habileté et l'ingéniosité de ses manœuvres, il ne pourra pas créer de l'énergie avec rien, et son mouvement ne pourra pas être durable.

Il n'en serait pas de même si le vent était variable, car dans ses variations de vitesse il y aurait une source d'énergie.

La théorie des *rafales artificielles* ou des *rafales relatives*,

---

(1) *L'Aérophile*, 15 décembre 1908.

(2) Le vol à voile et l'aviation, *Revue scientifique*, 30 mars 1895.

imaginée par d'Esterno (4) en 1864, suppose que l'oiseau, par certaines manœuvres, sans dépense de travail, change de vitesse par rapport à l'air, et utilise ensuite ces variations de vitesse pour remonter plus haut que son point de départ.

D'Esterno, Davidson (2), Mouillard (3), Basté (4), Bretonnière (5), Marey (6), et bien d'autres, admettent que le vol en orbes, souvent pratiqué par les voiliers, a précisément pour but d'obtenir une vitesse plus grande en allant contre le vent, et plus petite en allant dans le sens du vent.

D'Esterno, Bretonnière, attribuent le même but aux zigzags qu'on remarque également dans le vol des voiliers ; Drzewiecki (7) suppose que l'oiseau fait une série de passades en ligne droite, se laissant descendre puis remontant par la vitesse acquise plus haut que son point de départ ; Basté parle de passades analogues sur place en vol stationnaire ; et tout cela en air calme ou par vent régulier.

Ni ces artifices, ni aucun de ceux qu'on pourrait encore imaginer, ne peuvent créer de l'énergie si aucune source n'en produit. Aussi n'y a-t-il pas lieu de s'attarder à discuter ces diverses hypothèses.

Mais nous avons hâte de quitter le mouvement perpétuel, et d'en venir aux théories sérieuses.

## LES THÉORIES SÉRIEUSES.

*Le vent ascendant.* — On a cru quelque temps, et beaucoup de personnes croient encore que le vol à voile ne peut s'expliquer scientifiquement que si le vent est ascendant. Nous trouvons déjà cette

---

(1) D'Esterno, *le Vol des oiseaux*, 1864.

(2) Davidson, *Scientific american*, 27 mars 1871.

(3) Mouillard, *l'Empire de l'air*, 1881.

(4) Basté, *l'Aéronaute*, sept., oct. et nov. 1887.

(5) Bretonnière, *l'Aéronaute*, 1889 et 1890 ; et Congrès de Chicago, 1893.

(6) Marey, *le Vol des oiseaux*, 1890.

(7) Drzewiecki, *le Vol plané*, 1891.

idée chez de Louvrié en 1868 et chez Pénaud en 1875, puis chez Lilienthal (1) en 1889. On a vite reconnu que, si cette hypothèse explique certains cas particuliers, elle ne saurait s'appliquer au phénomène général du vol à voile qui se produit sur d'immenses étendues ; il faudrait supposer que toute l'atmosphère monte pendant des journées entières, ce qui ne peut être pris au sérieux.

Déjà Mouillard en 1881, et Marey en 1890, ne mentionnent cette théorie que pour mémoire, en déclarant qu'il ne faut pas compter sur elle.

M. Soreau a très clairement résumé la question dans les termes suivants (2) :

« Maints observateurs ont vu de nombreux voiliers disséminés au même instant un peu partout dans le ciel. Les uns, désireux de rester à proximité de leur nid ou de leur proie, décrivaient des orbes au-dessus d'une région déterminée, tandis que d'autres se plaisaient à suivre une direction rectiligne, brisée de loin en loin par quelques crochets. Est-il possible d'admettre que les courants ascendants soient en assez grand nombre pour expliquer des manœuvres aussi variées ? Une autre objection me paraît tout à fait concluante : on sait que les petites espèces ont, par unité de poids, une surface alaire plus forte que les grandes espèces ; dans l'hypothèse des courants ascendants, le vol à voile serait donc plus facile aux oiseaux les plus petits ; or, c'est le contraire qui a lieu. Assurément, il existe des vents ascendants, et l'oiseau, heureux de pouvoir se livrer à ses exercices sans dépenser d'énergie, se garde bien de les négliger ; certaines observations donnent même à penser qu'il peut les découvrir aisément et s'y repose volontiers ; mais si les courants ascendants facilitent le vol à voile, ils ne sauraient en fournir une explication générale ».

Il n'est pas douteux que les oiseaux recherchent volontiers les

---

(1) Lilienthal, *der Vogelflug als Grundlage der Fliegekunst*, 1889.

(2) *Loc. cit.*

vents ascendants, qui se produisent au-dessus d'un pli de terrain, d'une falaise, ou d'un obstacle tel qu'un pont traversant une vallée. Beaucoup d'observations sont très nettes à cet égard. Citons la description bien connue de Langley au Congrès de Chicago en 1893 :

« Je traversais le grand aqueduc du Potomac par une rafale de novembre extrêmement forte. Aux deux tiers environ de l'aqueduc à partir de la rive gauche, juste au-dessus du parapet de droite et à une hauteur de 20 mètres au plus, planait un busard qui se plaisait à rester en cet endroit, comme s'il eût voulu se maintenir au-dessus de quelque objet. Cependant la tempête remontait le courant du fleuve, s'engouffrant avec violence dans cette tranchée où aucun obstacle ne venait la briser ».

L'obstacle qui venait la briser n'a rien de mystérieux ; c'est l'aqueduc lui-même qui occasionnait un remous ascendant.

Citons aussi les observations faites par M. Goupil (1) au-dessus de la digue du port de Granville, digue qui mesure 4.400 mètres de longueur et près de 50 mètres de hauteur. « Quand le vent, écrit-il, est perpendiculaire à la direction du barrage, on voit les goélands en foule prendre leurs ébats ; j'en ai tenu en station pendant 40, 60, 80 secondes au bout de ma jumelle. Si le vent a une autre direction, ils disparaissent et vont en un autre lieu chercher un vent ascendant ».

Les exemples analogues ne manquent pas.

Il faut rattacher à la théorie du vent ascendant le fait, souvent observé, des oiseaux voiliers qui suivent les navires en mer, lorsque ceux-ci marchent contre le vent. Paraissant suspendus en l'air, ils se maintiennent pendant des heures à peu près au même point par rapport au navire.

Voici une observation très précise de E. Lapointe (2) :

« L'auteur a, pendant près d'une heure, observé à une distance

---

(1) *Bull. technol. des Anc. Elèves des Arts et Métiers*, septembre 1908.

(2) E. Lapointe, *Essai sur la navigation aérienne*, Paris 1896.

ne dépassant jamais 5 mètres, une mouette suivre le navire sans faire aucun battement d'ailes, sans qu'à cette faible distance il pût constater le moindre frémissement des plumes, des ailes ou de la queue ; il a remarqué simplement un léger balancement, du reste lent et irrégulier, de tout le corps de l'oiseau ; il y avait même des intervalles de plusieurs minutes pendant lesquelles ce balancement lui-même n'était pas perceptible... Il se maintenait ainsi sans que son niveau baissât, et cependant le vent était horizontal, la fumée qui s'échappait de la cheminée du navire montrait qu'il ne pouvait venir d'en bas ».

Il y a lieu de recourir à la théorie du vent ascendant, malgré l'affirmation de l'auteur. Il est clair que la carène du navire, ses bastingages, ses dunettes, ses diverses saillies, heurtées par le vent, créent des remous, des tourbillons, et que ces remous comportent des parties ascendantes que l'oiseau sait choisir ; à un mètre de là, la fumée peut être horizontale, cela ne prouve rien. Le navire jouerait ici le même rôle que l'aqueduc du Potomac dont parle Langley.

Il est donc certain que la théorie du vent ascendant s'applique dans beaucoup de cas particuliers, et on aurait tort de la rejeter ; mais ce ne sont que des cas particuliers, et les deux objections, si clairement exprimées dans le passage de M. Soreau cité plus haut, l'empêchent d'être la théorie générale du vol à voile.

Un regain d'actualité a été donné récemment à la théorie du vent ascendant par M. Marcel Deprez (1) qui a même cru l'avoir découverte, et qui démontre qu'elle est indispensable à l'explication du phénomène. Nous indiquerons plus loin en quoi son raisonnement est en défaut ; disons de suite qu'il n'a pas pensé que les diverses forces en jeu peuvent n'être pas dans un même plan, et que, outre les réactions sustentatrice et propulsive qu'il considère, il peut exister une troisième composante latérale qui change tout le problème.

*L'énergie interne du vent.* — C'est à Mouillard que revient l'honneur d'avoir, en 1884, aperçu la véritable source d'énergie

---

(1) *Comptes rendus de l'Acad. des Sc.*, 13 avril 1908.

utilisée dans le vol à voile, sans d'ailleurs se rendre compte de son importance capitale. Elle est dans les intermittences du vent.

« L'angle juste, dit-il (1), la force irrégulière du vent bien employée... toutes ces conditions réunies rendent le problème facile à comprendre... Une étude attentive du vol des oiseaux fait voir qu'il y a des bouffées irrégulières non seulement à la surface, mais même jusqu'aux confins de l'atmosphère visible ».

*La théorie des montagnes russes.* — Par quel mécanisme utiliser ces variations du vent ? Mouillard esquisse la théorie dite des *montagnes russes*. Il suppose que l'oiseau, allant contre le vent, se laisse descendre pendant l'accalmie pour acquérir de la vitesse ; puis quand vient le coup de vent, dont la vitesse s'ajoute à celle qu'il vient d'acquérir, il en profite pour remonter plus haut que son point de départ.

Pour mieux faire comprendre son idée, il imagine un cerceau qui descend une pente suivie d'une montée :

« Si nous supposons qu'on puisse, lorsque le cerceau est en train de remonter, déplacer le sol, de manière à ce qu'il aille en sens contraire du jouet, c'est-à-dire lui venir dessus, nous activerons encore l'ascension en lui communiquant une force supplémentaire, indépendante de son individu, dont la résultante sera encore une élévation ».

L'exactitude de cette idée a été vérifiée par Bazin, qui a réalisé matériellement l'expérience imaginée par Mouillard au moyen d'une bille roulant sur une piste en forme de montagnes russes. Cette expérience est décrite dans le *Vol des Oiseaux*, de Marey, page 317.

Mais l'oiseau n'est pas un cerceau ou une bille, c'est un aéroplane porté par l'air, et il reste à démontrer que l'oiseau peut utiliser l'énergie interne du vent pour obtenir une sustentation continue.

M. René de Saussure a donné un calcul (2) tout à fait insuffisant,

---

(1) *Loc. cit.*, p. 45.

(2) *Revue de l'Aéronautique*, 1893.

malgré sa grande complication, à cause de ses nombreuses hypothèses injustifiées ; il suppose notamment que l'oiseau se laisse tomber verticalement et remonte verticalement, ce qui n'a aucun rapport avec la réalité.

L'essai de calcul de M. Le Clément de Saint-Marcq (1) n'est pas plus heureux, car il suppose *a priori* que l'oiseau fait un angle de  $45^{\circ}$  avec l'horizontale, et qu'il reçoit alternativement le vent debout et le vent arrière !

Nous indiquons ci-après un calcul un peu plus serré.

*Expériences de Langley.* — Le professeur Langley, secrétaire de l'Institut Smithson, à Washington, a apporté au Congrès de Chicago, en août 1893, un fait capital qui a donné beaucoup de force à la théorie des montagnes russes. C'est la constatation scientifique de l'existence des variations de vitesse du vent. Non seulement la vitesse du vent varie constamment, mais les variations sont rapides et beaucoup plus importantes qu'on ne le supposait jusqu'alors.

Les graphiques obtenus par Langley à l'aide d'anémomètres précis montrent à chaque instant des variations brusques de 5 m., 6 m., 8 m. par seconde ; parfois la vitesse s'annule tout à fait pendant une seconde, puis saute à 12 ou 15 m. L'amplitude des variations est d'autant plus grande que le vent moyen est plus fort, ce qui fait comprendre pourquoi le vol à voile n'a lieu que lorsqu'il y a du vent ; mais ce n'est pas l'importance du vent lui-même qui est en cause, c'est l'importance de ses variations. Quant à la durée des sautes de vent, elle est fort courte ; Langley indique 5 secondes environ.

M. Fines, directeur de l'Observatoire de Perpignan, a fait, avec M. G. Sorel, des expériences analogues à celles de Langley, mais avec des appareils plus précis (2). Les résultats confirment en tous points ceux de Langley.

---

(1) Commission perman. internat. d'aéronautique, session de Bruxelles, septembre 1907.

(2) G. Sorel, *Revue scientifique*, 11 mai 1895 ; voir aussi le *Bulletin météorologique des Pyrénées-Orientales*, 1886 et 1888.

Mentionnons encore les observations de A. Lancaster, Church et Hazen, Helmholtz, Angot, Houzeau, Lilienthal, Le Clément de Saint-Marcq.

L'existence des variations de vitesse du vent est donc un fait établi, et il en résulte une importante source d'énergie que Langley appelle l'*Énergie interne du vent* (The internal Work of Wind).

Aussi la théorie dite des *montagnes russes* ou de *Langley* a-t-elle été généralement acceptée, à défaut d'autre mieux adaptée aux faits observés.

*Les variations du vent sont-elles périodiques ?* — On s'est demandé comment l'oiseau pouvait saisir au passage des choses aussi invisibles et aussi fugitives que les intermittences du vent.

« Il est nécessaire, écrit M. Soreau (1), que les pulsations se régularisent pour que le voilier puisse les utiliser. L'utilisation de mouvements heurtés supposerait en effet chez l'oiseau un instinct prodigieux, hors de proportion avec l'instinct des autres créatures ».

M. Soreau part de là pour supposer qu'à une certaine altitude, les variations du vent se régularisent et se font sous un rythme constant.

On est obligé de constater que rien, jusqu'ici, n'était sérieusement cette hypothèse, et que, pour en voir la trace sur les diagrammes, il faut beaucoup de bonne volonté. D'autre part, le vol à voile n'a pas seulement lieu aux grandes altitudes ; il a souvent lieu très près de terre, à 30 mètres et moins, ainsi que près des flots de la mer, c'est-à-dire à une hauteur analogue à celle où l'on a pu placer des anémomètres, et où il est tout à fait certain que la régularité du rythme n'existe pas. Il est donc certain qu'elle n'est pas indispensable, et que l'oiseau peut utiliser des variations irrégulières.

Nous montrerons plus loin, dans la théorie du *vent louvoyant*, que cette utilisation ne nécessite nullement un instinct extraordinaire ;

---

(1) Navigation aérienne, *Bulletin de la Société des Ing. civils*, octobre 1902.



elle ne nécessite même pas d'instinct du tout, car elle se fait automatiquement.

Quant à la cause des intermittences du vent, c'est un problème qui n'est pas bien résolu, et que nous n'aborderons pas ici.

*Insuffisance de la théorie des montagnes russes.* — La théorie des montagnes russes a été acceptée, faute de mieux, par la plupart des auteurs, mais non sans réserves.

C'est qu'elle a un grave défaut : elle ne s'adapte nullement aux faits observés.

Marey déclare qu'elle « ne paraît pas expliquer complètement les manœuvres de l'oiseau voilier » et il trace un « plan d'expériences à faire pour éclairer le mécanisme du vol à voile ».

Bazin écrit (1) : « Il y a dans le vol des voiliers quelque chose d'incompréhensible en l'état actuel de nos connaissances mécaniques ».

Jos. Martin (2), écrivait récemment : « Quant au vol plané (vol à voile), il est encore, selon moi, une sorte d'énigme, quoiqu'il soit expliqué par certains auteurs en mettant en jeu les variations d'intensité du courant aérien ».

C'est justement cette insuffisance de la théorie qui a provoqué tant d'explications fantaisistes et abracadabrantes.

Il est bon de préciser en quoi la théorie de Langley est contredite par l'observation. Nous allons, pour cela, passer en revue les diverses particularités de structure et d'allure observées chez les oiseaux voiliers, particularités dont les théories proposées jusqu'ici n'ont guère tenu compte, dans l'impossibilité où elles étaient d'en donner une explication.

---

(1) *L'Aérophile*, 4<sup>er</sup> août 1908.

(2) *L'Aéro-mécanique*, Bruxelles, décembre 1908.

## LES FAITS OBSERVÉS.

Nous dirons quelques mots des points suivants :

1<sup>o</sup> *Structure des ailes* ; 2<sup>o</sup> *Attitude des ailes* ; 3<sup>o</sup> *Direction du vol* ; 4<sup>o</sup> *Masse* ; 5<sup>o</sup> *Tangage, balancement et vol en zig-zags*.

*Structure des ailes.* — Déjà, en 1784, Huber (1) remarquait que les oiseaux voiliers se distinguent des oiseaux rameurs par une conformation particulière. « L'aile voilière, écrit-il, est large, émoussée. On constate que les pennes voilières sont beaucoup plus molles que les pennes rameuses ».

Mouillard et tous les observateurs ont fait les mêmes constatations.

« Le vol à voile, dit Marey, n'est possible qu'à certaines espèces qui présentent une conformation particulière... L'aile rameuse se



FIG. 100. — Aile rameuse d'un faucon (Prechtl).

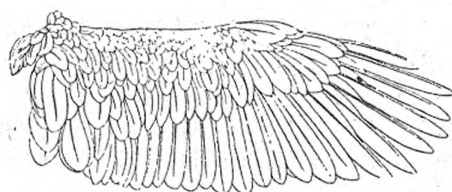


FIG. 101. — Aile voilière d'un aigle (Prechtl).

termine par une pointe formée d'un groupe de fortes rémiges (fig. 400). L'aile voilière au contraire a son extrémité arrondie et

---

(1) Observations sur le vol des oiseaux de proie, Genève, 1784.

obtuse (fig. 101 et 102), elle est découpée et comme déchiquetée par suite de l'étréouisse et de l'écartement des rémiges du fouet.

« En examinant d'en bas le vol d'une corneille, on voit très bien ces intervalles entre les pennes qui s'écartent comme les doigts d'une

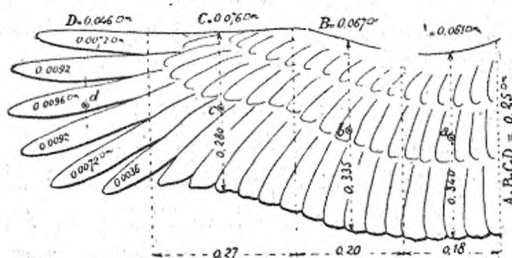


FIG. 102. — Aile voilière d'une cigogne de 4 kilogrammes (d'après Lilienthal).



FIG. 103. — Rémige d'un voilier (Prechtl).



FIG. 104. — Rémige d'un rameur (Prechtl).

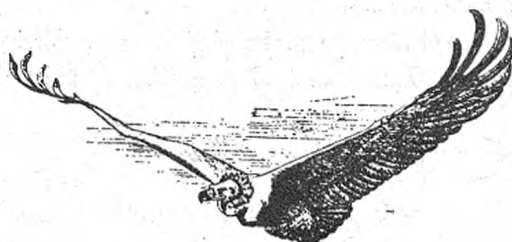


FIG. 105. — Relèvement des rémiges (vautour oricou) (Mouillard).

main ouverte. Cet aspect tient à la conformation des rémiges primaires des oiseaux voiliers. Ces plumes sont rétrécies à leur pointe par des échancrures » (fig. 103). « On voit l'extrémité des premières rémiges se relever en forme de crochet » (fig. 105).

La forme arrondie de l'aile voilière tient à ce que la plus longue rémige n'est jamais la première, comme chez les rameurs, mais au contraire la 2<sup>e</sup>, la 3<sup>e</sup> ou la 4<sup>e</sup>.

Les figures 400 à 405 montrent les formes en question.

En résumé : l'aile voilière est arrondie, obtuse, la première rémige est plus courte que les suivantes, les rémiges sont molles et flexibles, rétrécies à leur extrémité et recourbées vers le haut.

Tels sont les caractères de l'aile des voiliers ; les meilleurs voiliers, comme le vautour oricou, les présentent à un degré extraordinairement net et frappant ; ils sont un peu plus atténués chez les oiseaux qui ne pratiquent pas exclusivement le vol à voile (mouette, corneille, crécerelles) et pour lesquels nous proposons le nom de *semi-voiliers*.

Ces particularités de conformation doivent avoir leur utilité dans le vol à voile ; mais on ne voit pas du tout à quoi elles serviraient dans la théorie de Langley, qui n'est qu'une succession de planelements montants et descendants ; d'après cette théorie il n'y aurait pas de différence essentielle entre le planelement et le vol à la voile, et les bons planeurs seraient aussi les bons voiliers. Or il n'en est pas ainsi.

*Attitude des ailes.* — Bien mieux, planeurs et voiliers n'ont pas la même attitude des ailes.

« Quand les oiseaux de proie, écrit Marey, décrivent en l'air leurs orbes sans donner un seul coup d'aile, on observe toujours



FIG. 106. — Attitude d'un oiseau voilier (Mouillard).

chez eux la même attitude que Mouillard a fort bien représentée (fig. 406, 410 et 411). Les ailes sont largement déployées et portées

en avant. Au contraire, l'oiseau qui avance en ligne droite contre le vent ou qui, profitant de sa hauteur acquise, se laisse glisser rapidement, serre plus ou moins les ailes (fig. 407 et 409). Du reste, à la

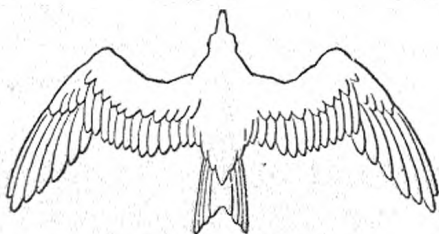


FIG. 107. — Attitude d'un oiseau planeur (Mouillard).

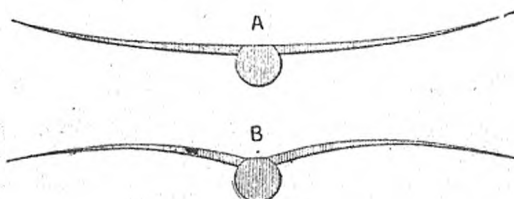


FIG. 108. — A, Courbure des ailes dans le vol à voile.  
B, Courbure des ailes dans le vol ramé (Marey).

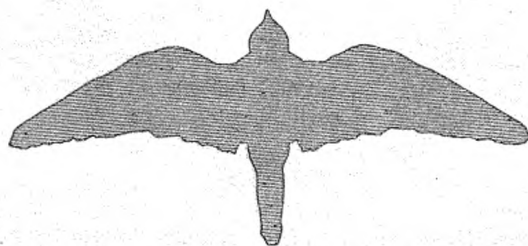


FIG. 109. — Ombre du faucon pèlerin, rameur (Mouillard).

simple courbure que l'aile présente suivant sa longueur, il est facile de distinguer le vol à voile du vol ramé. Dans le premier, les extrémités des ailes sont relevées; dans le vol ramé, au contraire, les pointes des ailes sont constamment dirigées vers le bas (fig. 408).

Tous les auteurs, Audubon, Langley, Bazin, etc., ont également

remarqué que dans le vol à voile les ailes sont largement étalées en croix, pointant plutôt en avant (fig. 440 et 441).

Mouillard a évalué l'angle obtus formé par les ailes *en avant*. « Le percnoptère a les ailes parfaitement rectilignes, dit-il ; le

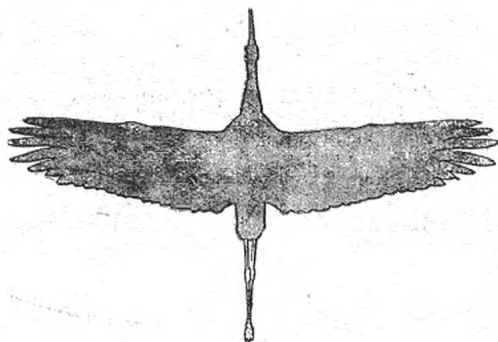


FIG. 440. — Ombre de la cigogne, voilier (Mouillard).

gypsoierax cathartoides commence à faire passer ses pointes légèrement en avant ; le gyps fulvus les avance tellement, que, si on prend la mesure de l'angle en avant qu'il produit, on trouve qu'il est de 465 degrés (fig. 441). L'otogyps oricou va plus loin : pour faire un

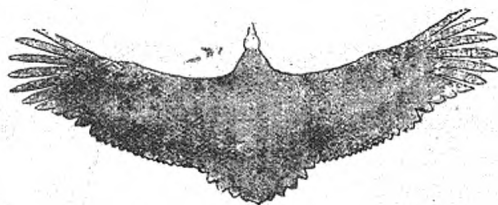


FIG. 441. — Ombre du vautour fauve, voilier (Mouillard).

croquis satisfaisant de sa tournure au vol, il faut arriver jusqu'à 440 degrés ».

Les figures 440 et 441 ci-dessus, empruntées à Mouillard, montrent cette attitude caractéristique, bien différente de l'attitude des rameurs et des planeurs (fig. 409).

La théorie de Langley est encore muette sur ce point.

*Direction du vol.* — Si l'oiseau utilisait les variations de vitesse du vent, la direction de cette vitesse restant fixe, il ne pourrait voler à voile que parallèlement au vent ou en orbes. Or le vol à voile a lieu dans toutes les directions à la fois. « L'aigle, dit Bazin (4), évolue librement dans toutes les directions. Les voiliers croisent leur vol dans tous les sens. » Mouillard, Soreau, Drzewiecki ont fait des descriptions analogues.

*Masse.* — Les espèces les plus lourdes sont aussi les meilleures voilières. « Dès qu'un oiseau devient gros, dit Mouillard, il devient voilier ».

Tels sont les pélicans, les vautours, qui pèsent de 6 à 40 kilogrammes. On peut dire qu'à partir de deux ou trois kilogs les oiseaux

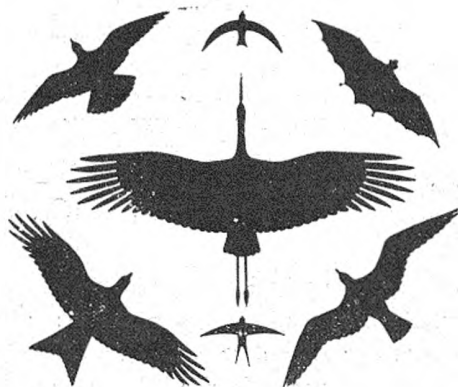


FIG. 112. — Ailes voilières (cigogne, milan) et ailes rameuses (pigeon, chauve-souris, hirondelle, mouette en vol ramé) (Lilienthal).

ne peuvent plus que difficilement soutenir le vol ramé, et force leur est de recourir à l'artifice du vol à voile.

On a essayé d'expliquer cette influence du poids, ou de la masse, en disant qu'elle empêche l'oiseau d'être trop facilement entraîné par

---

(1) *Aérophile*, 15 août 1908.

les rafales du vent. Il est très exact que l'inertie de l'oiseau joue là un rôle utile, mais examinons les choses de plus près.

L'inertie aurait, en somme, pour effet de vaincre les résistances de pénétration dans le sens horizontal (1).

On voit que la qualité qu'on attribue à la masse n'est autre que celle de rendre l'oiseau « bon projectile ». On sait que le travail de sustentation est d'autant plus faible que la vitesse est plus grande. Le voilier a donc intérêt à voler vite, tout comme le planeur, d'ailleurs ; et la masse interviendrait, en définitive, pour permettre à l'oiseau bon projectile une vitesse relative considérable, en dépit des résistances de pénétration.

Le voilier a encore une autre raison de voler vite : plus sa vitesse de régime est grande, plus la force vive rendue disponible par les variations de vitesse du vent est grande.  $V$  étant la vitesse de régime de l'oiseau, et  $W$  la variation du vent, l'accroissement de force vive disponible est proportionnel à :

$$(V + W)^2 - V^2 = 2VW + W^2$$

elle augmente donc avec  $V$ .

On doit donc s'attendre à voir les voiliers lourds se distinguer par une grande vitesse.

Or, c'est le contraire qui a lieu ! Les voiliers vont moins vite que les rameurs. Mouillard l'a nettement remarqué : « Les pélicans, dit-il, se meuvent avec une lenteur curieuse. » En parlant d'un vol de voiliers voyageurs, qui dans l'espèce étaient des cigognes, il écrit : « On voyait avancer lentement cette masse... ces oiseaux avançaient lentement. »

Les meilleurs voiliers ne sont pas les plus rapides, mais, au contraire, les plus lents ; Mouillard les classe en deux catégories :

---

(1) Il ne saurait être question de la faire intervenir dans les déplacements en hauteur que suppose la théorie de Langley, car les variations de hauteur qui résultent des variations de vitesse sont indépendantes du poids et de la masse ; elles sont régies par la loi  $v = \sqrt{2gh}$ .



« les planeurs rapides, hirondelle, martinet, milan, naucier ; et les planeurs lents à ailes larges : le type de ce genre est le vautour. »

Tous les observateurs ont été frappés par la lenteur du vol à voile, qui lui donne quelque chose de majestueux. Bazin (1) a vu un grand vautour raser « d'un vol égal et lent » les terrasses du Caire.

« Ce qui est tout à fait remarquable, dit Marey en parlant du goëland, c'est l'extrême lenteur de sa progression contre le vent. »

Voici à ce propos une observation du plus haut intérêt, parce qu'elle a permis de comparer à un même moment la vitesse d'un voilier à celle d'un rameur. Elle est de M. Fernand Scribe, président du Nord-Aviation. Dans une lettre qu'il nous a adressée le 3 février 1909, il rapporte avoir vu ce jour-là, par une violente tempête d'Ouest, deux mouettes passant sur Lille ; elles essayaient vainement, en vol à voile, de remonter le vent, mais la tourmente les dominait et les faisait dériver vers l'Est, malgré elles : « Au même instant, écrit-il, tournoyait une bande de pigeons aux ailes solides, au battement tenace et répété, se dirigeant vers l'Ouest aussi et rentrant au pigeonnier. Le planeur pigeon rentrait chez lui ; le voilier mouette était entraîné à 400 kilomètres de la côte ! ».

Que devient dans tout cela l'influence de la masse ?

Bien mieux, le voilier ne cherche même pas à prendre une position favorable à la vitesse, comme dans le planement rapide. Au lieu de porter ses ailes en arrière du centre de gravité, et de leur donner des lignés fuyantes, il étale largement ses ailes en avant et il écarte les rémiges, comme s'il faisait exprès d'augmenter la résistance à la pénétration. Cette position spéciale, nuisible à la vitesse, doit donc être une condition nécessaire par ailleurs au vol à voile.

Nous montrerons plus loin que ce qui intervient en réalité, ce n'est ni la masse, ni l'inertie, ni le poids, mais la flexibilité propre aux grandes ailes.

*Tangage, balancement latéral, louvoisement.* — Non seule-

---

(1) *Aérophile*, 15 août 1908.

ment le mouvement de tangage accompagné de changements de hauteur, qui est la clef de la théorie de Langley, n'a presque jamais été constaté, mais des observateurs prévenus, qui ont porté leur attention sur ce point, ont remarqué son absence complète.

Le mouvement qu'on observe est tout autre ; c'est un balancement latéral de l'oiseau, accompagné de zigzags ou crochets, formant une sorte de louvoisement.

Citons Bazin (1) : « Cette théorie (de Langley) explique presque toutes les manœuvres connues des voiliers ; nous disons presque, parce qu'il en est une, au moins, qui lui échappe et nous paraît défier toute explication mécanique. Placé sur une falaise, nous observons des goélands planant à peu près à notre hauteur. A un moment donné, tous s'orientent le bec au vent et filent... jusqu'à perte de vue *sans monter ni descendre et sans autres mouvements que de légers balancements latéraux* ».

L'observation suivante de Bazin (2) est d'une précision inattaquable : « Du haut de la Grande Mosquée du Caire, nous vîmes avec Mouillard, au-dessous de nous, un grand vautour, les ailes étendues, immobiles, rigides, traverser tout un quartier de la ville, rasant d'un vol égal et lent les terrasses des maisons. Son ombre portée permettait d'apprécier sa hauteur. Donc, pas d'erreur possible, son vol était bien horizontal. Toutes ces terrasses étaient sensiblement de niveau ».

Voici encore une observation très nette de Jos. Martin (3) : « J'ai observé minutieusement au moyen d'une forte longue-vue le vol de quelques grues qui luttaient à 30 m. seulement de hauteur contre un vent très-violent du S.-O. ; or, pendant plus d'un quart d'heure que je les ai ainsi observées de près (ce qui était facile car elles ne progressaient que très lentement), je n'ai constaté aucun battement

---

(1) *Comptes rendus de l'Ac. des Sciences*, 17 avril 1905, et *Revue scientifique*, juin 1905.

(2) *Aérophile*, 15 août 1908.

(3) *L'Aéro-mécanique*, Bruxelles, décembre 1908.

d'ailes ; je n'ai pas non plus constaté ces montées et ces descentes au moyen desquelles on explique la progression des oiseaux planeurs contre le vent ; j'ai seulement remarqué des variations assez prononcées dans l'orientation de leur marche, elles *louchoyaient* véritablement ; j'ai aussi observé un certain *balancement* de l'oiseau entier ».

Ce balancement latéral, tous les auteurs l'ont observé, et il est vraiment curieux que l'on n'ait pas eu l'idée d'y chercher la clef de l'énigme, et qu'on l'ait toujours considéré comme accessoire. Cela tient, sans aucun doute, à la sensation de bercement indolent et passif qu'il donne, et qui exclut toute idée de volonté en même temps que toute idée d'utilisation. On n'y a vu que des mouvements d'équilibre. Choisissons parmi les observations les plus caractéristiques :

Langley commence ainsi son célèbre mémoire au Congrès de Chicago : « On a remarqué, il y a longtemps déjà, que certaines espèces d'oiseaux peuvent planer presque indéfiniment dans l'air, c'est-à-dire s'y maintenir sans battement d'ailes et sans autre mouvement qu'un *léger balancement* du corps ».

Et plus loin, en parlant du busard : « Un *très léger balancement* le faisait progresser contre le vent aussi bien que latéralement ; il semblait s'abandonner nonchalamment au bercement de vagues invisibles ».

« On est stupéfait, dit Bazin (1), de l'aisance avec laquelle ils (les martinets) avancent contre le vent, presque sans coups d'aile, car il ne faut pas prendre pour des battements leurs rapides *balancements latéraux* qui ne sont que des mouvements d'équilibre ».

« Le goéland, dit Marey, ne donne pas un seul coup d'aile, seulement il présente un *léger balancement*, comme celui d'un acrobate marchant sur la corde raide ».

« On les voit arriver de tous côtés, dit Drzewiecki (2), les ailes

---

(1) *Aérophile*, 15 août 1908.

(2) Drzewiecki, le Vol plané, 1891

déployées, sans un battement, *se balançant régulièrement*, en un rythme constant et majestueux, avec une facilité et une désinvolture qui font paraître au spectateur ces manœuvres toutes naturelles et exécutées sans le moindre effort ».

On verra plus loin que notre nouvelle théorie *du vent louvoyant* se sert du balancement de l'oiseau ; mais nous reconnaissons que ce n'est pas l'observation qui nous a mis sur la voie : c'est un raisonnement théorique qui nous a fait prévoir ce balancement, alors que nous ignorions encore qu'il avait été observé, et il n'a été pour nous qu'une vérification de l'exactitude de notre hypothèse. Non seulement, en imaginant la théorie du *vent louvoyant*, nous n'avions, personnellement, jamais vu pratiquer le vol à voile, et nous ignorions les particularités dont il s'accompagne, mais à l'heure qu'il est, nous ne l'avons pas vu davantage, ne le connaissant que par les récits d'observation.

Donnons enfin quelques observations relatives au vol en zigzags ou en crochets. Ce phénomène est si net, que Bretonnière (1) en a fait la base d'une théorie qui se rattache à la théorie antimécanique des rafales artificielles.

Soreau le décrit ainsi (2) ; « D'autres se plaisaient à suivre une direction rectiligne, brisée de loin en loin par quelques *crochets* destinés à corriger la déviation du vent ».

Nous trouvons encore dans Soreau le passage suivant (3) : « Quand il (l'oiseau) voyage, par exemple lors des grandes migrations, il suit de longues trajectoires rectilignes, brisées par des *crochets* qui corrigent la déviation sur la direction générale qu'il veut suivre ».

Dans le passage cité plus haut de Jos. Martin, rappelons la phrase : « J'ai seulement remarqué des variations assez prononcées dans l'*orientation de leur marche*, elles *louvoyaient* véritablement ».

---

(1) Mémoire au Congrès de Chicago, 1893.

(2) Le vol à voile et l'aviation, *Revue scientifique*, 30 mars 1895.

(3) *Bull. de la Société des Ingénieurs civils de France*, octobre 1902.

M. Gommès a vu, dans les Pyrénées, des vautours subir des déplacements latéraux qu'il évaluait à 200 mètres, d'une durée de 15 secondes environ.

Il faut remarquer que l'oiseau, dans ses crochets, ne change pas la direction de l'axe de son corps ; il est seulement ballotté tout d'une pièce, de droite et de gauche.

*Conclusion.* — Résumons brièvement les faits observés. L'aile voilière a une conformation spéciale ; son extrémité est arrondie, les rémiges sont étroites, écartées et recourbées par le haut ; les ailes sont portées en avant : le vol est lent, sans tangage ni variations de hauteur, mais accompagné d'un balancement et d'un louvoisement. Ces caractères ont nécessairement leur raison d'être ; or, la théorie de Langley non seulement n'en explique aucun, mais est contredite formellement par plusieurs d'entre eux.

La théorie de Langley est donc à rejeter complètement, inférieure en cela à la théorie du vent ascendant qui, elle, est parfois applicable.

Toujours est-il qu'il faut trouver autre chose.

Avant d'aborder la théorie du *vent louvoyant*, basée sur les variations de direction du vent, il faut que nous précisions un peu la notion de *variation du vent*, dont on se fait souvent une idée incomplète.

## LES VARIATIONS DU VENT.

La théorie de Langley ne s'appuie que sur les variations longitudinales de la vitesse du vent, variations parallèles au vent lui-même, et qui ne changent que la grandeur de sa vitesse, sans changer sa direction.

Or, ces variations ne sont pas les seules. Le vent varie aussi en direction, tant dans le sens horizontal que dans le sens vertical.

*Variations de hauteur.* — Le vent n'est pas constamment horizontal, il y a des rafales montantes et d'autres plongeantes. Sans

faire une étude méthodique de la question, Lilienthal, en 1889 (4), a été amené, par ses recherches sur la direction de la réaction de l'air sur les surfaces arquées, à vérifier si le vent qu'il utilisait était bien horizontal ; il a construit une sorte de girouette verticale enregistreuse, et a obtenu les premiers diagrammes de la hauteur du vent. On y remarque (fig. 113) une continuelle variation de hauteur, et on y constate également qu'à l'emplacement de l'appareil le vent moyen était ascendant d'environ 3 degrés.

Le commandant Le Clément de Saint-Marcq a également étudié la question dans un remarquable mémoire communiqué à la session de

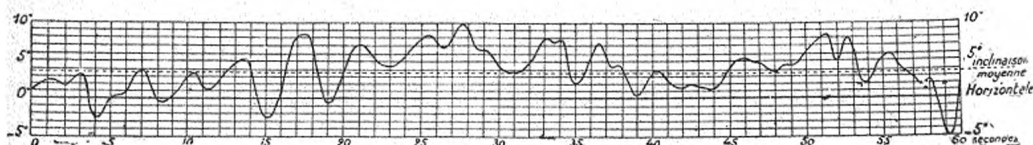


FIG. 113. — Diagramme des variations du vent en hauteur pendant une minute (Lilienthal).

la Commission permanente internationale d'aéronautique, tenue à Bruxelles en septembre 1907, et intitulé : « Recherches sur les changements périodiques de vitesse et de direction dans les masses d'air en mouvement ».

Etudiant le panache de fumée des cheminées d'usine, il a observé que la tangente au panache, au point de sortie de la cheminée, indique la direction instantanée du vent. Or, cette tangente subit des oscillations dans le sens vertical : tantôt le vent monte et tantôt il descend. La durée des périodes serait de 12 à 15 secondes ; la valeur maximum de la composante de la vitesse dans le sens vertical a paru être au plus de 3 m. par seconde.

L'auteur remarque que, comme l'air n'est pas comprimé dans le bas par des rafales descendantes, il faut qu'il y ait des répartitions latérales, nécessitant des variations de direction horizontale.

(4) *Loc. cit.*

*Variation de direction horizontale.* — Tout le monde a remarqué qu'il y a fréquemment des sautes de vent, que les girouettes oscillent sans trêve, que les flocons de neige sont chassés dans des directions variables.

Chose curieuse, ce n'est pas avant 1907 que nous trouvons une étude précise sur cette question. Le Clément de Saint-Marcq, dans le mémoire précité, expose qu'il a observé méthodiquement les fumées des cheminées, l'agitation des branchages et l'oscillation des girouettes. Si on se place exactement sous le vent d'une cheminée d'usine, on voit la fumée s'échapper tantôt vers la droite, tantôt vers la gauche. L'observateur n'a pas pu évaluer la grandeur de la composante latérale de la vitesse. L'observation des balancements des branchages lui a révélé parfois la transmission latérale d'ondulations ayant un caractère périodique. Quant aux girouettes, il les a vues subir des oscillations de 40 à 50 degrés d'amplitude, séparées par des temps égaux voisins de 1 minute environ.

*La variation générale du vent.* — Nous concluons, comme Le Clément de Saint-Marcq, que la variation de vitesse du vent peut

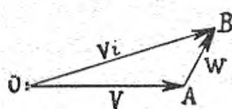


FIG. 114.  
Effet de la variation du vent W.  
V est le vent moyen.

être, à tout moment, représentée par un vecteur W (fig. 114), dont l'orientation n'est pas la même que celle du vent moyen, et évolue au contraire dans les trois dimensions de l'espace.

Le vent moyen étant représenté par le vecteur V, les vecteurs V et W se composent géométriquement pour

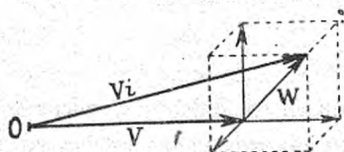


FIG. 115. — Les trois composantes de la variation du vent.

donner le vecteur  $V_i$  vitesse instantanée du vent.

Cette vitesse instantanée, perpétuellement variable, ne reste ni égale ni parallèle à V.

La figure 115 représente W avec ses trois composantes : la composante longitudinale (celle

de Langley) qui modifie la vitesse du vent ; la composante verticale qui modifie sa hauteur, et la composante latérale qui modifie sa direction.

Quelle est la grandeur relative des trois composantes de  $W$  ? La question n'a pas été étudiée. Peut-être sont-elles égales comme amplitude moyenne. Peut-être aussi la présence de la terre diminue-t-elle l'amplitude de la variation verticale.

D'autre part, ces variations sont-elles périodiques ? Ou bien n'y a-t-il qu'une agitation irrégulière sans caractère bien net ?

En l'absence d'expériences précises établissant la périodicité, nous ne sommes pas en droit de compter sur elle, et nous devons nous ranger à la dernière hypothèse, celle d'une agitation sans loi définie.

*Variation perçue par l'oiseau.* — On sait que, pour un mobile libre dans l'air, la vitesse moyenne du vent absolu ne se fait pas sentir, et que le vent horizontal et régulier est pour lui identique à l'air calme, abstraction faite de la terre qu'il voit fuir.

Mais il ressent les variations du vent. Or, ces variations ont lieu en tous sens, elles ne restent pas parallèles au vent ; la direction du vent moyen ne se manifeste donc à lui par rien de tangible. Il ne perçoit qu'une agitation irrégulière en tous sens, sans orientation dominante.

Aussi, dans une théorie rationnelle du vol à voile, la direction du vent moyen n'aura pas plus à intervenir que la vitesse absolue du vent moyen, et il est superflu de chercher à distinguer le vol contre le vent, avec le vent, ou oblique au vent.

Ceci posé, considérons l'oiseau voilier qui vole avec une certaine vitesse moyenne relative, qui est sa vitesse de régime.

Cette vitesse relative est constamment modifiée en grandeur et en direction par sa composition géométrique avec le vecteur  $W$  variation du vent ; elle varie : 1° en grandeur ; 2° en hauteur ; 3° en direction.

Nous pouvons encore, comme nous l'avons fait tout à l'heure à



propos de la vitesse moyenne du vent, décomposer le vecteur  $W$  en trois composantes, mais cette décomposition ne sera pas la même que tout à l'heure, car elle se rapporte maintenant à la direction du mouvement propre de l'oiseau, et non à la direction du vent absolu qui ne nous intéresse plus.

*Les trois manières d'utiliser les variations du vent.* — Sur chacune des trois composantes de la variation du vent, on peut baser une théorie rationnelle du vol à voile.

La composante *longitudinale*, qui fait varier la grandeur de la vitesse relative de l'oiseau, est celle que Langley a envisagée. Nous avons montré les points faibles de sa théorie ; aussi pensons-nous que l'oiseau n'utilise pas cette composante. Il la subit, mais il ne s'en sert pas. Tout au plus aurait-elle pour résultat, lorsqu'elle présente des variations très brusques, de faire un peu monter et descendre l'oiseau, malgré lui.

La composante *verticale*, qui fait varier la vitesse relative en hauteur, pourrait servir aussi. C'est même, croyons-nous, la première qu'on ait envisagée. En 1869, Moy, devant la Société aéronautique de la Grande-Bretagne, expliquait le vol des albatros au-dessus des vagues par l'utilisation du vent alternativement montant et descendant le long des sinuosités des vagues.

En 1907, Le Clément de Saint-Marcq (1) a développé la même idée, dans un essai de calcul assez rudimentaire.

Plusieurs des objections que nous avons faites à la théorie de Langley s'appliquent également à la théorie de la composante verticale ; aussi pensons-nous que l'oiseau la subit comme la première, mais sans l'utiliser.

Remarquons que ces deux théories aboutissent à un cycle à deux temps ; premier temps : l'oiseau descend en gagnant de la vitesse ; 2<sup>e</sup> temps : l'oiseau s'élève en perdant de la vitesse.

---

(1) *Loc. cit.*

Il nous reste à envisager la troisième composante, la composante latérale, qui fait varier la direction du vent relatif que reçoit l'oiseau. Elle va servir de base à notre théorie du *vent louvoyant* (1).

### THÉORIE DU VENT LOUVOYANT.

La composante latérale de la variation du vent a pour effet de dévier alternativement à droite et à gauche la direction du vent relatif que reçoit l'oiseau. Soient  $V$  la vitesse de régime de l'oiseau,  $W_1$  la variation latérale ; le vent relatif que reçoit l'oiseau est  $BO$  (fig. 446).

L'instant d'après, la variation du vent a changé de sens et est devenue  $W_2$ , qui est égale et de sens contraire à  $W_1$ , puisque par hypothèse  $OA$  est la direction moyenne. A ce moment, le vent relatif que reçoit l'oiseau est  $CO$ .

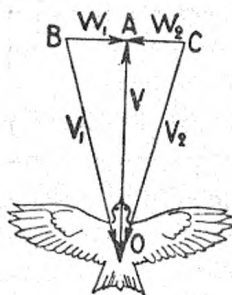


FIG. 446. — Déviation du vent relatif que reçoit l'oiseau.

L'oiseau reçoit donc un vent relatif oblique. Il est dans la situation d'un navire qui marche au plus près du vent. De même qu'un navire peut avancer contre le vent en louvoyant, de même on conçoit que l'oiseau pourra avancer contre le vent relatif moyen, avec cette différence qu'il n'aura même pas besoin de louvoyer, puisque *c'est le vent lui-même qui louvoie* et arrive tantôt par

la droite, tantôt par la gauche.

Si même on savait construire des navires aussi habiles que l'oiseau à profiter de ce louvoiement du vent, on pourrait espérer les faire avancer contre le vent sans louvoyer.

L'oiseau n'aura qu'à placer ses ailes convenablement, à chaque saute de vent. Nous allons tracer l'épure ; mais, comme elle est un

(1) M. A. Bazin (Théorie et imitation du vol à voile, *Revue scientifique*, 17 et 24 juin 1905), avait, dans un esprit analogue, imaginé des couches d'air de vitesses différentes, traversées transversalement par l'oiseau.

peu compliquée, nous croyons bien faire en traitant d'abord un cas simple, plus facile à comprendre ; nous ferons pour un moment abstraction de la sustentation, pour ne considérer que la propulsion seule.

On sait comment un navire peut avancer au plus près du vent (fig. 117).

Le bateau placé en O se dirige suivant OA, et reçoit le vent oblique DO. Il oriente sa voilure dans l'angle AOD. La réaction R de l'air, perpendiculaire à la voilure, possède une composante OA dirigée dans le sens du mouvement, et qui est seule utile ; et une autre composante OB perpendiculaire au mouvement, et qui n'est d'aucune utilité ; cette composante latérale OB est détruite par la résistance opposée par l'eau à tout déplacement latéral de la quille. Il ne reste donc que la composante OA, qui pousse le bateau en avant.

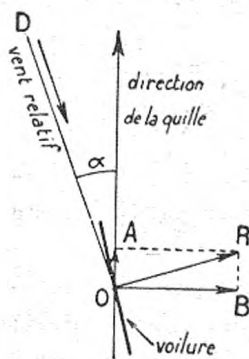


FIG. 117. — Marche du navire au plus près du vent.

Essayons d'appliquer un raisonnement analogue à l'oiseau.

Supposons (fig. 118) un oiseau en O, se dirigeant suivant OE. Sous l'influence de la variation latérale  $W_1$  du vent, le vent relatif prend la direction  $D_1$  O, venant par exemple de gauche. Si l'oiseau oriente ses ailes de la même manière que le bateau sa voile, c'est-à-dire dans l'angle  $EOD_1$ , il reçoit une réaction  $OR_1$ . La composante  $OA_1$  sert à la propulsion ; mais par quoi sera détruite la composante latérale gênante  $OB_1$  ? Par rien, et cependant elle restera sans effet notable, grâce à son fréquent changement de sens. Pendant quelques secondes elle entraînera l'oiseau ; combattue par son inertie (1), elle le fera dériver progressivement à droite. Mais l'instant d'après, la

(1) On pourrait être tenté de voir, dans cette obligation de résister aux oscillations latérales par l'inertie du corps, un avantage à l'actif des grandes masses. Mais ici encore il faut être très réservé. La composante latérale n'est pas, en effet,

variation du vent aura changé de sens, et sera devenu  $W_2$  (fig. 119); la nouvelle épure est symétrique de la précédente; le vent relatif  $D_2O$  viendra de droite, et la réaction  $OR_2$  aura changé de côté. La

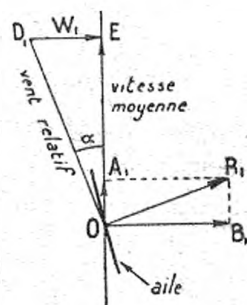


FIG. 118. — Propulsion de l'oiseau par le vent relatif oblique.

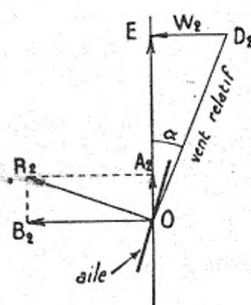


FIG. 119. — Même figure que ci-contre lorsque la variation du vent a changé de côté.

composante  $OA_2$  continue à propulser l'oiseau. La composante latérale  $OB_2$  repousse vers la gauche l'oiseau qui commençait à dériver à droite, et ainsi de suite.

En définitive, sous l'influence d'une des composantes, dite *composante de propulsion*, l'oiseau est constamment poussé en avant; l'autre composante, dite *composante de dérive*, le fait dériver à droite et à gauche, elle le fait osciller comme un pendule ou comme une balle renvoyée par deux raquettes, de sorte qu'il décrit une trajectoire horizontale en crochets.

une simple résistance de pénétration, qui diminue d'importance quand la masse augmente; c'est une composante nécessaire de la réaction de l'air, à peu près au même titre que la composante retardatrice  $f = OF$  dans l'aéroplane théorique (fig. 120).

Or on sait que la composante  $f$  est proportionnelle au poids  $P$ :

$$f = P \operatorname{tg} i.$$

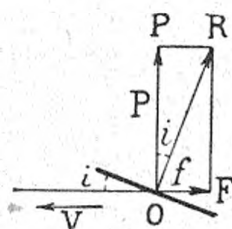


FIG. 120. — Schéma de l'aéroplane théorique.

voiliers sont les voiliers lents.

Elle ne diminue donc pas d'importance quand la masse augmente; elle ne diminuerait que si l'on diminuait l'angle d'attaque, c'est-à-dire si on augmentait la vitesse. Or on a vu que les meilleurs



Pour la comprendre facilement, il faut la rapprocher de la figure 418.

L'oiseau se dirige toujours suivant OE et reçoit le vent relatif oblique D<sub>1</sub>O.

Nous allons chercher à déterminer l'orientation du plan des ailes de manière que la réaction OR<sub>1</sub> de l'air soit à la fois propulsive et sustentatrice.

Soit  $i$  l'angle que fait la réaction de l'air avec la normale au vent relatif. Le plan alaire sera tangent à un cône d'angle  $i$  ayant pour axe D<sub>1</sub>O. La réaction OR<sub>1</sub> de l'air sera sur le cône MON d'angle  $\frac{\pi}{2} - i$ .

Nous supposons (c'est une condition nécessaire du problème) que l'angle  $\alpha$  du vent relatif avec OE est plus grand que  $i$ , de sorte que le bord ON du cône MON se projette au-dessus de OY.

Prenons dans l'angle NOY, c'est-à-dire au-dessus de OY, un point R<sub>1</sub> du cône.

Nous savons que l'oiseau peut orienter ses ailes de manière que la réaction soit dirigée suivant OR<sub>1</sub>.

Construisons les trois composantes de OR<sub>1</sub>.

La composante OA<sub>1</sub> est propulsive, puisque R<sub>1</sub> est au-dessus de OY.

La composante latérale est OB<sub>1</sub>.

Enfin, il y a une troisième composante verticale O'C', qu'on construit facilement en coupant le cône MON par le plan vertical FG passant par R<sub>1</sub>, et en rabattant le cercle ainsi obtenu. Cette composante O'C' est dirigée vers le haut, si l'on a soin de prendre pour R<sub>1</sub> le point du cône MON situé au-dessus du plan horizontal passant par O (il y a, projeté au même point R<sub>1</sub>, un autre point du cône qui est situé en dessous de ce plan).

La composante O'C' est donc sustentatrice. Si maintenant on suppose que la variation W<sub>1</sub> du vent change de sens, on construira l'épure symétrique. La composante OA<sub>2</sub> restera propulsive : la com-

posante  $O'C'$  restera sustentatrice ; la composante de dérive  $OB_2$  sera de sens contraire à  $OB_1$  et aura pour effet de faire zigzaguer l'oiseau.

Résumons ce résultat dans un énoncé.

*Sous l'influence de la variation de direction du vent, l'oiseau peut choisir l'orientation de ses ailes de manière que la réaction de l'air comporte : 1° une composante constamment propulsive ; 2° une composante constamment sustentatrice ; 3° une composante latérale dite composante de dérive, dont l'effet reste négligeable à cause de son fréquent changement de sens.*

Il reste à faire la discussion du problème, c'est-à-dire à chercher quelles sont les conditions nécessaires pour qu'il soit possible. Nous donnons cette discussion plus loin.

Il n'est pas facile de représenter la figure en perspective ; nous l'avons cependant essayé (fig. 122).

Cette figure nous fait saisir comment il est possible, contrairement à ce que pense M. Marcel Deprez, d'obtenir une réaction à la fois

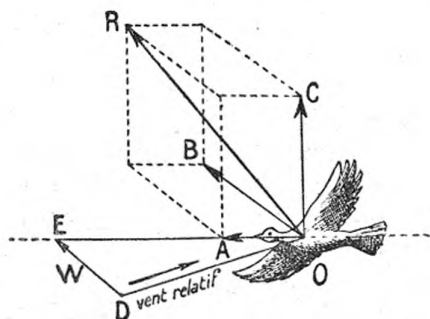


FIG. 122. — Représentation en perspective de la théorie du vent louvoyant.

sustentatrice et propulsive, sans que le vent soit ascendant. Il suffit que le vent soit oblique. Le problème est alors possible grâce à l'existence d'une troisième composante latérale  $OB$ .

Telle est la théorie du *vent louvoyant*, que nous croyons avoir

été le premier à imaginer et à coordonner en un tout « qui se tient » (1).

Voilà donc une nouvelle explication, ajoutée à tant d'autres.

A quoi reconnaitrons-nous la bonne théorie? A ce qu'elle fournira une explication des faits observés. Ce sera le critérium.

Nous allons montrer que tous les faits observés peuvent s'expliquer par la théorie du vent louvoyant.

### EXPLICATIONS DES FAITS OBSERVÉS.

*Balancement.* — Nous avons vu que l'oiseau doit changer l'orientation de son plan alaire à chaque changement de sens de la variation du vent. C'est en cela que consiste le balancement latéral que l'on a si souvent observé.

Ce mouvement, malgré son apparence passive, est donc la clef du vol à voile. Il est effectivement passif et automatique, comme nous le montrerons plus loin.

Remarquons que l'orientation favorable du plan alaire peut s'obtenir de trois manières.

Premièrement, par une inclinaison du corps et des deux ailes, tout d'une pièce. C'est ainsi qu'elle se produit chez les semi-voiliers aux ailes relativement rigides et peu gauchissables, tels que crécerelles, mouettes, martinets. Dans ce mouvement, la masse entière de l'oiseau bascule autour d'un axe. On conçoit que ce mouvement exige de la part du vent moins d'énergie que le mouvement des *montagnes russes*, puisque dans ce dernier non seulement l'oiseau doit basculer dans un mouvement de tangage, mais de plus il est nécessaire que toute sa masse monte et descende. Peut-être est-ce pour cela que l'oiseau préfère le premier mouvement au second.

---

(1) Nous avons, pour prendre date, déposé à l'Académie des Sciences, sous pli cacheté, un résumé de cette théorie, à la date du 28 septembre 1908. En même temps nous présentions à l'Académie une note exposant la question; nous l'avons ensuite développée dans *L'Aérophile* du 1<sup>er</sup> juin 1909.



Secondement, par un gauchissement des ailes. C'est ce qui se produit chez les grands voiliers aux ailes souples et facilement gauchissables, tels que les aigles et les vautours. Ce mouvement exige de la part du vent une énergie encore moindre que le précédent, puisqu'il ne déplace pas la masse du corps, mais seulement la masse des ailes qui est très minime. Aussi se produit-il sous des variations de vent beaucoup plus faibles. Il serait exagéré de dire qu'il suffit à lui seul ; mais il a tout au moins l'avantage de diminuer l'amplitude des balancements du corps nécessaires, et c'est pour cela que les grands voiliers présentent le balancement du corps d'une façon beaucoup moins nette que les semi-voiliers.

Troisièmement, par un gauchissement des plumes. Certes, cette troisième manière ne peut suffire seule, et vient tout au plus en aide aux deux premières ; mais il semble bien qu'elle fournisse l'explication de l'écartement des rémiges.

*Ecartement des rémiges.* — Cet écartement, outre qu'il facilite le gauchissement de l'aile, permet aux rémiges rendues indépendantes de se gauchir individuellement pour prendre l'orientation favorable, ce qui exige de la part du vent une énergie encore beaucoup moindre.

Nous croyons d'ailleurs que le rôle de ce gauchissement des rémiges serait surtout de provoquer et d'entraîner le gauchissement de l'aile entière dès l'arrivée du moindre souffle de vent oblique.

On ne peut s'empêcher d'admirer la nature qui, pour ne rien perdre de l'effet utile des souffles obliques, si légers et si fugitifs qu'ils soient, a su trouver, pour les déceler et les recueillir, ce moyen d'une délicatesse infinie : le gauchissement d'une plume !

L'écartement des rémiges paraît encore avoir pour but de présenter le maximum de prise au vent sous le minimum de poids ; elles constituent un multiplan, plus efficace qu'un plan unique.

*Absence de tangage.* — Notre théorie justifie le vol horizontal sans tangage ni alternatives de montées et de descentes. Elle permet

également de comprendre que l'oiseau puisse monter d'une façon continue.

*Vol en zigzags.* — Nous avons vu que les zigzags se produisent nécessairement sous l'action de la composante de dérive. Ce n'est pas un mouvement essentiel, il est au contraire parasite, et pour qu'il ne prenne pas une importance exagérée il faut que les sautes de vent soient fréquentes et rapides.

*Vol en toutes directions.* — Notre théorie explique le vol en toutes directions indistinctement. La théorie de Langley était en défaut sur ce point.

On observe cependant que les voiliers volent de préférence contre le vent, mais c'est probablement dans le but de rester au-dessus d'une même région terrestre.

Lorsque le vent n'est pas très fort, et qu'il est sensiblement inférieur à la vitesse de régime de l'oiseau, celui-ci n'a pas besoin de faire constamment tête au vent, et il se maintient en décrivant des orbes.

*Position des ailes en avant.* — Cette position en V renversé (fig. 106 et 144), est défavorable à la fois à la vitesse et à la stabilité de route.

Or, dans le cas d'un vent variable en direction, la stabilité de route serait un inconvénient, car elle forcerait l'oiseau à faire face au vent relatif qui varie à chaque instant.

Pour que l'oiseau conserve une direction fixe, il faut qu'il soit, au point de vue de la stabilité de route, non pas en équilibre stable, mais en *équilibre indifférent*.

Au point de vue de la vitesse, l'oiseau n'a pas intérêt à aller très vite, car nous avons vu (fig. 121), qu'une des conditions du vol à voile est que l'angle  $\alpha$ , qu'on pourrait appeler *déviatiou du vent relatif*, soit assez grand. Or, pour une même valeur de la varia-

tion  $W$ , l'angle  $\alpha$  est d'autant plus grand que la vitesse de régime de l'oiseau est plus petite ; et plus l'oiseau pourra s'accommoder d'une vitesse de régime faible, plus il pourra utiliser de faibles variations du vent. C'est ce qui permet de comprendre pourquoi les meilleurs voiliers sont, suivant l'expression de Mouillard, des voiliers lents.

La position des ailes en avant a encore pour avantage de tendre, pour ainsi dire, au vent relatif la partie la plus gauchissable de l'aile c'est-à-dire les rémiges, et de donner à celles-ci leur maximum d'écartement et d'indépendance.

*Conformation des rémiges.* — Les rémiges voilières sont recourbées vers le haut, comme on le voit sur la figure 105. Il est facile de voir que, quand le vent relatif oblique arrive sur une aile ainsi faite, il a beaucoup de prise sur les rémiges disposées de la sorte, parce que, grâce à leur courbure vers le haut, elles lui présentent toute leur surface.

On peut s'en rendre compte sur la figure 105, en remarquant que l'oiseau est représenté un peu de côté, et que, pour se donner une idée de l'effet du vent, le lecteur n'a qu'à souffler sur le dessin. Il saisira de suite que l'effet du vent sera de gauchir l'aile et d'incliner l'oiseau dans la position de la figure 122. Même si les ailes sont horizontales, les rémiges relevées offrent prise au vent latéral et produisent le soulèvement de l'aile, comme on le voit sur la figure 123.



Fig. 123. — Les rémiges relevées offrent prise au vent latéral.

Grâce au fait que les rémiges vont en croissant à partir de la première, le vent agit en plein sur les quatre ou cinq premières rémiges au moins, c'est-à-dire sur des parties de l'aile assez éloignées du bord antérieur rigide et qui ont, par suite, un *moment de torsion*

considérable. Les figures 124 et 125 font comprendre l'utilité de cette disposition des rémiges. Sur l'aile d'un rameur (fig. 125), le vent oblique n'atteindrait que la première rémige, qui coïncide avec

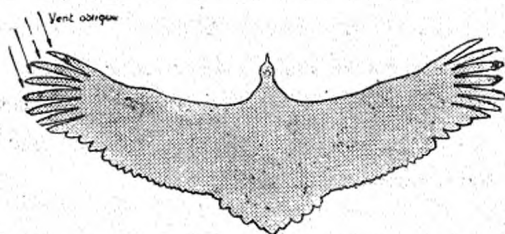


FIG. 124. — Ombre du vautour fauve d'après Mouillard), montrant l'utilité de la disposition des rémiges pour le gauchissement de l'aile.



FIG. 125. — Oiseau rameur. Le vent oblique n'aurait d'action que sur une seule rémige.

le bord antérieur rigide de l'aile, et ne produirait aucun gauchissement.

Les rémiges voilières apparaissent ainsi comme un *gauchisseur automatique* toujours prêt à utiliser la moindre variation de direction du vent. Ce sont elles qui expliquent la passivité du balancement, et rendent inutile tout acte volontaire ou même instinctif, de même que toute régularité ou périodicité des ondes aériennes.

L'oiseau n'a qu'à exercer sur ce mouvement automatique un contrôle supérieur, une sorte de réglage, à peu près comme le pilote d'un bateau à voiles vérifie si le vent gonfle convenablement ses voiles, et conserve la main sur la barre.

Par contre, c'est l'absence de cet organe approprié qui rend le vol à voile quasi-impossible aux petits oiseaux (hirondelles, martinets) ;

on les voit s'y exercer parfois, par grand vent, mais maladroitement et sans arriver au réglage convenable des mouvements.

*Influence de la masse.* — Plus l'oiseau est lourd, plus il lui faut de grandes ailes. Or, la nature, dans la construction des grandes ailes, s'est heurtée à une loi physique, suivant laquelle les poids augmentent comme le cube des dimensions, alors que les surfaces n'augmentent que comme le carré.

Supposons, par exemple, qu'un aigle pèse quatre fois plus qu'un pigeon. Si on lui donne des ailes quatre fois plus grandes en surface, ces ailes pèseront huit fois plus. Elles seront donc deux fois plus lourdes relativement au poids de l'oiseau. On voit combien, sous ce rapport, les grands volatiles sont désavantagés. Pour ne pas exagérer le poids des ailes, la nature a dû, à mesure qu'elle augmentait le poids des oiseaux, réduire leur surface alaire comparée au poids. Chez les grandes espèces, elle a dû, en même temps, rogner sur la solidité, de sorte que les grands oiseaux ont des ailes trop faibles, sans rigidité, déformables et se ployant sous l'effort. On les a parfois comparées à des chiffons.

Par suite, ces ailes rendent très pénible le vol par battements, surtout à l'essor ; mais cet inconvénient se transforme en avantage pour le vol à voile, qui exige précisément des ailes gauchissables sous un faible effort, pour obéir au moindre souffle oblique du vent.

Ainsi, plus un oiseau est bon voilier, plus il est mauvais rameur.

Chez les grands oiseaux, aigles et vautours, l'essor est presque impossible : ils doivent se lancer d'un point élevé. De même ils ont peine à soutenir le vol ramé, et par temps calme ils restent perchés. Tributaires des circonstances atmosphériques, ils sont en état d'infériorité sur l'oiseau rameur qui, lui, est toujours maître de l'air. Le vol à voile n'est donc pas le vol parfait ; c'est un pis-aller, un artifice grâce auquel la nature a pu donner la faculté du vol à quelques grosses espèces qui ne peuvent pas soutenir longtemps le vol ramé.

# CALCUL DE LA THÉORIE DES MONTAGNES RUSSES.

Soit  $v$  la vitesse relative moyenne de l'oiseau, et soit  $\pm w$  la variation de vitesse du vent. Pendant un temps  $t$  la vitesse relative de l'oiseau est  $v - w$ , pendant un autre temps  $t$  elle est  $v + w$ . Nous allons montrer qu'au bout du second temps l'oiseau peut se trouver plus haut que sa hauteur initiale.

Nous supposons le temps  $t$  assez court pour que les variations de la vitesse absolue de l'oiseau soient négligeables.

Pendant le premier temps (fig. 126) l'oiseau se laisse descendre suivant la direction  $OV_1$ . Soit  $e_1$  l'inclinaison de l'aile et soit  $i_1$  l'angle

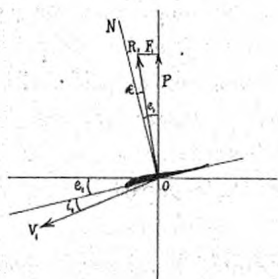


FIG. 126. — Théorie des montagnes russes, 1<sup>er</sup> temps.

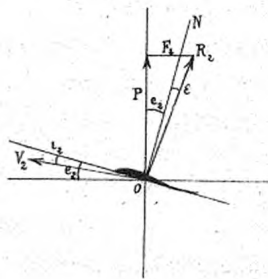


FIG. 127. — 2<sup>e</sup> temps.

d'attaque. La réaction de l'air est  $R_1$ ; elle est inclinée d'un petit angle  $\varepsilon$  en arrière de la normale  $ON$  au plan de l'aile. Nous admettons que ces angles sont petits et assimilables à leurs sinus, les cosinus étant égaux à l'unité.

Soient  $P$  le poids de l'oiseau,  $S$  sa surface alaire.

La réaction  $R_1$  de l'air a une composante verticale égale à  $P$ , et une composante horizontale  $F_1$  qui est propulsive. On a :

$$R_1 = K S (v - w)^2 i_1$$

$$P = R_1 \cos e_1 = R_1 = K S (v - w)^2 i_1 \quad (1)$$

$$F_1 = P (e_1 - \varepsilon)$$

La figure 127 représente le mouvement de l'oiseau pendant le

second temps. L'oiseau monte suivant la direction  $OV_2$ . La réaction  $R_2$  de l'air a une composante horizontale  $F_2$  retardatrice.

On a de même :

$$\begin{aligned} R_2 &= KS(v+w)^2 i_2 \\ P = R_2 &= KS(v+w)^2 i_2 \\ F_2 &= P(e_2 + \varepsilon) \end{aligned} \quad (2)$$

Pour que la vitesse moyenne de l'oiseau se conserve, il faut que les accélérations dues aux forces  $F_1$  et  $F_2$  se détruisent, et, comme elles agissent pendant des temps égaux, on doit avoir :

$$F_1 = F_2$$

d'où :

$$e_2 = e_1 - 2\varepsilon.$$

Évaluons maintenant les déplacements verticaux.

Pendant le premier temps, l'oiseau, qui se déplace suivant  $OV_1$ , est descendu de la quantité  $(v-w)(e_1 + i_1)t$ .

Pendant le second temps, il est monté suivant  $OV_2$  de la quantité  $(v+w)(e_2 - i_2)t$  ou  $(v+w)(e_1 - 2\varepsilon - i_2)t$ .

De ce double mouvement, effectué pendant le temps  $2t$ , résulte une vitesse moyenne ascensionnelle, positive ou négative, que nous appelons  $A$ , et qui est, en grandeur et en signe :

$$A = \frac{1}{2}(v+w)(e_1 - 2\varepsilon - i_2) - \frac{1}{2}(v-w)(e_1 + i_1)$$

ou, en remplaçant  $i_1$  et  $i_2$  par leurs valeurs tirées de (1) et (2) :

$$A = we_1 - \frac{P}{KS} \frac{v}{v^2 - w^2} - (v+w)\varepsilon$$

telle est l'équation qui nous indiquera si l'oiseau peut se sustenter. Pour cela, il faut que  $A$  soit nul ou positif.

Il y a pour  $w$  une valeur qui est la plus favorable, et qui rend  $A$  maximum.





D'autre part, on a :

$$R^2 = OG^2 = OT^2 + TG^2 = OL^2 + R'L^2 + LR_1^2 = R'L^2 + OR_1^2$$

or il faut que  $R'L$  soit égale au poids  $P$  ; donc on a :

$$\begin{aligned} R^2 &= P^2 + OR_1^2 \\ P^2 &= R^2 - OR_1^2 \end{aligned}$$

Or on a :

$$OR_1 = \frac{OH}{\sin a} = \frac{OG \cdot i}{\sin a} = \frac{Ri}{\sin a} = Ri \sqrt{\frac{v^2 + w^2}{w^2}}$$

d'où :

$$P^2 = R^2 \left( 1 - i^2 \frac{v^2 + w^2}{w^2} \right)$$

et, d'après l'équation (1) :

$$P^2 = K^2 S^2 \theta^2 (v^2 + w^2)^2 \left( 1 - i^2 \frac{v^2 + w^2}{w^2} \right). \quad (2)$$

$i$  est un angle déterminé, que l'oiseau cherche à rendre le plus petit possible. Étant donné une valeur de  $w$ , la valeur de  $v$  rend  $P$  maximum s'obtient en annulant la dérivée du second membre de l'équation (2) par rapport à  $v$ . On trouve sans difficulté :

$$v^2 = \left( \frac{2}{3i^2} - 1 \right) w^2. \quad (3)$$

On voit que, si  $w$  est petit, il y a avantage à ce que  $v$  soit également petit ; or on sait que le vol des grands voiliers est remarquablement lent.

Portons cette valeur de  $v^2$  dans (2), il vient :

$$P^2 = K^2 S^2 \theta^2 \cdot \frac{4}{27} \frac{w^4}{i^4}$$

ou :

$$P = KS \theta \frac{2}{3\sqrt{3}} \frac{w^2}{i^2}. \quad (4)$$

Cette équation donnera la valeur de  $w$  nécessaire pour que l'oiseau

de poids  $P$  puisse se soutenir ; nous supposons que  $i$  et  $\theta$  soient connus approximativement.

Faisons une application numérique analogue à celle que nous avons faite pour la théorie des montagnes russes. Posons :  $P = 7$  kilogs,  $S = 1 \text{ m}^2$ ,  $K = 0,7$ , et prenons  $i$  et  $\theta$  voisins de  $0,4$  (6 degrés). On obtient :

$$w = 1^{\text{m}},60$$

Si on compare ce résultat avec la valeur  $w = 5^{\text{m}}$  obtenue avec la théorie des montagnes russes, on voit que la théorie du vent louveroyant permet d'utiliser des variations de vent beaucoup plus faibles.

La valeur correspondante de  $v$  est  $43^{\text{m}}$  (47 kil. à l'heure environ).

Ainsi, avec l'exemple que nous avons choisi (et nous l'avons choisi dans des conditions moyennes), si la variation totale  $2w$  du vent atteint 3 à 4 mètres, le vol à voile devient possible. Ces conditions sont très ordinaires ; nous avons vu que les graphiques anémométriques de Langley décèlent des variations de vitesse qui atteignent fréquemment 5 à  $8^{\text{m}}$ .

---

## CHAPITRE IX.

### 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'HELICES.

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 mouvement 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 D<sup>r</sup> 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 D<sup>r</sup> 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. 128) : la force centrifuge perpendiculaire à l'axe, la composante axiale de la réaction de l'air, et la composante tangentielle

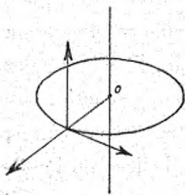


FIG. 128. — Forces qui s'exercent sur une pale d'hélice.

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.

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<sup>o</sup> que l'air attaqué par les pales est préalablement au repos ; 2<sup>o</sup> 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.

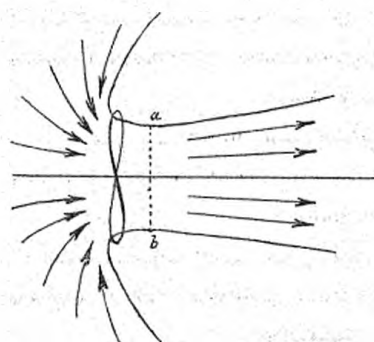


FIG. 129. — Mouvements de l'air au voisinage d'une hélice.

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. 129.

L'hélice aspire au devant d'elle, ainsi que latéralement dans son plan, 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

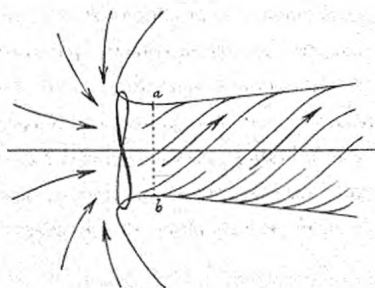


FIG. 130. — Mouvement de rotation de la veine refoulée.

le plan de l'hélice il possède déjà une vitesse très grande, dont la direction est fortement oblique à l'axe et nettement centripète.

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 130. 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. 132). 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. 131), et quelle est la force qui courbe leurs trajectoires en forme de spirale. Eh ! bien, c'est simple-

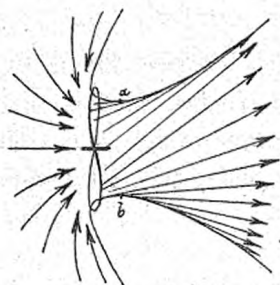


FIG. 131. — Direction initiale des filets d'air refoulés.

ment 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 dé-

pression 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.

## LA CAVITATION.

Faisons ici une courte digression sur la cavitation, phénomène simple mais généralement mal expliqué et sur lequel les auteurs

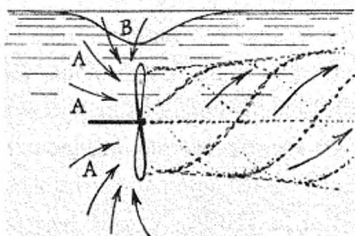


FIG. 132. — Hélice marine.

répandent des idées fausses. Ce sont encore les photographies de M. Flamm qui nous feront comprendre ce qui se passe.

Considérons (Fig. 132) une hélice marine, qui propulse un navire, et qui est plongée dans l'eau à une certaine profondeur au-dessous de la surface.

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. 133, et l'hélice tourne

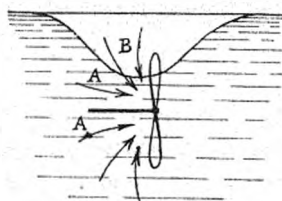


FIG. 133. — La cavitation.

partiellement dans l'air, d'où résulte une énorme diminution de la poussée produite et une brusque discontinuité dans la loi de la poussée.

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 (4).

### 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 n'est pas nulle, mais elle est relativement négligeable.

Au refoulement, la composante axiale, nulle au centre, croît rapidement jusqu'aux  $\frac{4}{5}$  du rayon où elle passe par un maximum très marqué ; elle retombe ensuite très rapidement à zéro à la distance des  $\frac{95}{100}$  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.

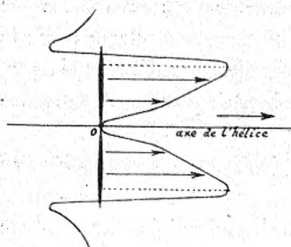


FIG. 134. — Courbe de la vitesse axiale de l'air refoulé.

La courbe ci-contre (fig. 134) 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 :

$$\begin{cases} F = \alpha n^2 D^4 & (1) \\ T = \beta n^3 D^5 & (2) \end{cases}$$

$\alpha$  et  $\beta$  étant des constantes.

(1) S. Drzewiecki, Fausse route, *L'Aérophile*, 1<sup>er</sup> 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.

$\alpha$  et  $\beta$  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 :

$$F = 0,026 \, n^2 \, D^4 \quad (3)$$

$$T = 0,01521 \, n^3 \, D^5 \quad (4)$$

Pour une série d'hélices semblables,  $\alpha$  et  $\beta$  sont constants ; c'est-à-dire que, pour un même nombre de tours par seconde,  $F$  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  $\omega$  :

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

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



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

$$\begin{aligned} F' &= \varphi S' v^2 \\ T' &= F' v = \varphi S' v^3. \end{aligned}$$

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  $\omega$  de l'hélice si on a :

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

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 :

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

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  $\omega$  par sa valeur tirée de (5), on a :

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

Formons la valeur de  $q$  :

$$q = \frac{S'}{S} = \frac{\frac{\alpha^3}{\beta^2} \frac{1}{7} D^2}{\frac{1}{4} \pi D^2} = \frac{\alpha^3}{\beta^2} \frac{4}{\pi \varphi} \quad (8)$$

$q$  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 :

$$T = 2\pi n C. \quad (9)$$

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

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

$$\begin{aligned} 2\pi n C &= \beta n^3 D^5 \\ C &= \frac{\beta n^2 D^5}{2\pi} \end{aligned}$$

Formons le rapport  $\frac{F}{C}$ , F étant tiré de l'équation (4) :

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

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  $\varphi$  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  $\rho$  de l'hélice considérée comme un ventilateur, et on a à peu près :

$$q = 6\rho^2$$

Or  $\rho$  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	<u>1,14</u>	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

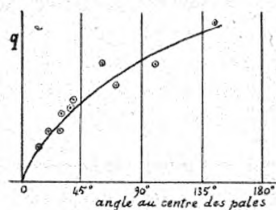


Fig. 135. — Influence de la fraction de pas sur la qualité.

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  $42^\circ$  à  $144^\circ$ , 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. 135).

On remarque que, jusqu'à l'angle de  $60^\circ$  (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 4 à 14 ailes. Ces ailes étaient

toutes semblables et avaient un angle au centre de  $48^\circ$ . La fraction de pas variait ainsi de  $\frac{1}{20}$  à  $\frac{11}{20}$ .

La qualité suit la courbe ci-contre (Fig. 136). 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

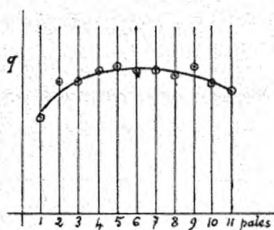


FIG. 136. — Influence du nombre d'ailes sur la qualité.

celles de 4 et 5 ailes, correspondant à une fraction de pas de

$$\frac{1}{5} \text{ et } \frac{1}{4}.$$

#### *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 propriété (1).

M. Riabouchinsky (2) a fait des mesures précises sur une hélice à deux ailes ayant  $40^\circ$  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 <sup>m</sup> ,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.

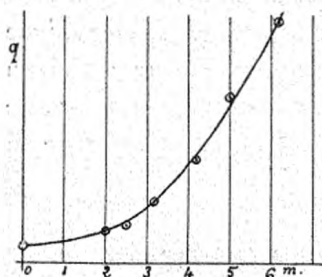


FIG. 137. — Courbe de la qualité d'une hélice dans un courant perpendiculaire à l'axe.

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  $F_nH$ .

Le travail réellement dépensé est  $T$ .

Le rendement de construction  $\eta$  sera le rapport :

$$\eta = \frac{F_n H}{T}.$$

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  $\eta$  dans les formules fondamentales et éliminer  $\beta$  ; on obtiendrait :

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

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 4,357.

## CHAPITRE X

### 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<sup>m</sup>,10 de diamètre, muni d'un moteur de 45 chevaux, Louis Breguet a réussi à plusieurs reprises à s'enlever à 1<sup>m</sup>,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 supposons 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,  $\varphi$  le coefficient de résistance orthogonale de l'air.

#### POUSSEE 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 :

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

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

d'où nous déduisons :

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

Éliminant  $n$ , on obtient de suite :

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

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

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

Telle est la poussée en fonction de  $x$  et  $y$ .

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

$$a^3 = \frac{\pi}{2} \cdot 75^2 \cdot q \varpi r^2 \quad (11)$$

On obtient finalement :

$$H = ax^{\frac{2}{3}}y^{\frac{2}{3}} \quad (12)$$

### 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  $\varpi_1$  le poids du moteur par cheval (on admet que  $\varpi_1$  est une constante) :

$\varpi_1$ Poids par cheval.	$z_m$ Poids utile.
10 <sup>k</sup>	0 <sup>k</sup> ,160
9 <sup>k</sup>	0 <sup>k</sup> ,302
8 <sup>k</sup>	0 <sup>k</sup> ,612
7 <sup>k</sup>	1 <sup>k</sup> ,36
6 <sup>k</sup>	3 <sup>k</sup> ,44
5 <sup>k</sup>	10 <sup>k</sup> ,3
4 <sup>k</sup>	39 <sup>k</sup> ,2
3 <sup>k</sup>	220 <sup>k</sup>
2 <sup>k</sup>	2.506 <sup>k</sup>
1 <sup>k</sup>	160.000 <sup>k</sup>

Rappelons que les hypothèses sur lesquelles se basait son calcul.

Soit  $\varpi_2$  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 :

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

et pourront porter une charge  $10 x^3$ . Ces formules se justifient par la théorie de la résistance des matériaux et se vérifient par l'expérience. Fixer *a priori* à  $10 x^3$  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 :

$$H = ax^{2/3}y^{2/3} \quad (12)$$

$a$  étant une constante.

Le poids utile  $z$  s'obtiendra en écrivant :

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

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

(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 :

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

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 4 mètre de diamètre capable de porter 40 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 :

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

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<sup>o</sup> 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<sup>o</sup> 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 4 centigramme. Ceci montre, en passant, pourquoi le vol est si facile aux insectes.

2<sup>o</sup> Avec un moteur de 3 kilos et demi par cheval, on peut enlever un homme.

3<sup>o</sup> Avec un moteur de 2 kilos par cheval, on pourrait enlever des poids lourds, faire des transports en commun, etc.

*Formule de Taffoureaux.* — Le 4<sup>er</sup> août 1904, Edgar Taffoureaux (1) a fait une remarque qui modifie le tableau de Renard. Renard a omis de tenir compte de la condition qui limite à  $40x^2$  la charge que peut porter une hélice. On devra avoir pour les deux hélices :

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

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 juillet 1907.

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

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

ce qui modifie ainsi le tableau de Renard :

$\varpi_1$ Poids par cheval.	$z_m$ Poids utile.
3 <sup>k</sup>	139 <sup>k</sup> au lieu de 220 <sup>k</sup>
2 <sup>k</sup>	340 <sup>k</sup> au lieu de 2.506 <sup>k</sup>
1 <sup>k</sup>	677 <sup>k</sup> au lieu de 160.000 <sup>k</sup>

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  $10 x^3$  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  $\beta$  :

$$B = \beta x^2 \quad (19)$$

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

Il faut convenir d'une loi liant le poids  $\varpi_2$  qui caractérise la famille d'hélices avec le coefficient de charge  $\beta$ . 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 40 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 :

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

$\lambda$  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  $\beta$  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 :

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

Le poids d'une hélice est alors :

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

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

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

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  $z'_x$  :

$$\begin{aligned} z'_x &= \frac{2}{3} ax^{-1/3} y^{2/3} - \frac{5}{3} \lambda ax^{2/3} y^{2/3} = 0 \\ \frac{2}{3} x^{-1/3} - \frac{5}{3} \lambda x^{2/3} &= 0 \\ 2 - 5\lambda x &= 0 \\ x &= \frac{2}{5\lambda} \end{aligned} \quad (24)$$

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

**THÉOREME I.** — *L'hélice qui enlève le maximum de poids utile a un diamètre fixe, qui ne dépend que de  $\lambda$ , 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 4 mètre portant 40 kilos est de 0 k. 5, d'où en substituant dans l'équation (20) :

$$\begin{aligned} 0,5 &= \lambda \cdot 10 \\ \lambda &= \frac{1}{20} \end{aligned}$$

telle est la valeur de  $\lambda$  pour les hélices de Renard. Il en résulte :

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

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  $z'_y$ .

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

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

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

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

Cette équation donne la puissance du moteur.

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

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

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

**THÉOREME 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  $\varpi$  qui intervenait. Ensuite, comme d'après la formule (11)  $a^3$  est proportionnel à  $q$  qualité des hélices, on a :

**THÉOREME 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  $a^3$ , 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 hélices.

Si  $\varpi_1$  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) :

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

Le poids  $\Pi$  du moteur est donné par :

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

Enfin, pour le poids des hélices, on trouve :

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

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 poids utile pour 1/5.*

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

Enfin, le coefficient de charge  $\beta$  s'obtient au moyen de l'équation (24) :

$$\beta = \frac{2}{5^2} \cdot \frac{a^3}{\varpi_1^2} \quad (31)$$

On voit que le coefficient de charge  $\beta$  ne doit pas rester constant ; il doit varier en raison inverse du carré de  $\varpi_1$ .

Par contre, il ne dépend pas de  $\lambda$ .

Comme le diamètre des hélices reste constant, le coefficient de

charge  $\beta$  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 :

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

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

Dans le tableau suivant, nous avons inscrit les valeurs de  $z_m$  pour les diverses valeurs de  $\varpi_1$  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.

$\varpi_1$ Poids par cheval.	$z_m$ Poids utile.	$y$ Puissance.	$\beta$ Coefficient de charge.
10 <sup>k</sup>	14 <sup>k</sup> ,2	2,3 chx	0 <sup>k</sup> ,47
9 <sup>k</sup>	17 <sup>k</sup> ,5	3,9 »	0 <sup>k</sup> ,68
8 <sup>k</sup>	22 <sup>k</sup> ,2	5,5 »	0 <sup>k</sup> ,86
7 <sup>k</sup>	29 <sup>k</sup>	8,2 »	1 <sup>k</sup> ,13
6 <sup>k</sup>	33 <sup>k</sup> ,4	13,1 »	1 <sup>k</sup> ,56
5 <sup>k</sup>	56 <sup>k</sup> ,8	22,7 »	2 <sup>k</sup> ,23
4 <sup>k</sup>	88 <sup>k</sup> ,7	44 »	3 <sup>k</sup> ,5
3 <sup>k</sup>	158 <sup>k</sup>	105 »	6 <sup>k</sup> ,2
2 <sup>k</sup>	355 <sup>k</sup>	355 »	3 <sup>k</sup> ,9
1 <sup>k</sup>	1.4 9 <sup>k</sup>	2.838 »	55 <sup>k</sup> ,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. 138).

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

C'est précisément la valeur pour laquelle  $\beta$  est égal à 10 k.

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

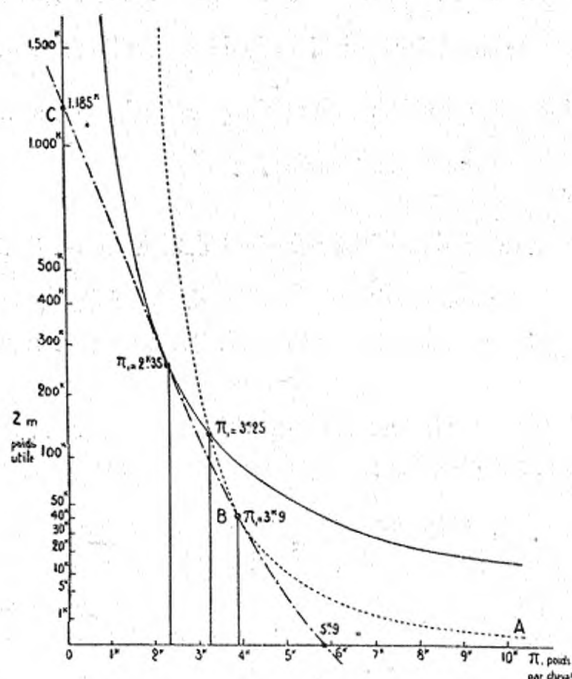


FIG. 138. — Courbe des poids utiles, en fonction du poids du moteur par cheval.

- ..... Formule de Renard, valable de A en B
- - - - - Formule de Taffoureaux, 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  $\varpi_2 = 0 \text{ k. } 500$ . 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,  $\varpi_2$  est réduit à 0 k. 492, et le coefficient  $\beta$  devient égal à  $\frac{1}{52}$  au lieu de  $\frac{1}{20}$ .

Les poids utiles, qui dépendent du carré de  $\lambda$ , 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) :

$$a^3 = \frac{\pi}{2} \cdot 75^2 \cdot q \varpi r^2$$

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

$q$  est la qualité des hélices. Renard avait obtenu  $q = 4,44$ .

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 44 au lieu de 8,85.

En définitive, on obtient :

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

$$z_m = \frac{18600}{\varpi_1^2} \quad y = \frac{37200}{\varpi_1^3} \quad \beta = \frac{108}{\varpi_1^2}$$



d'où le tableau suivant :

$\overline{\omega}_1$ Kilos.	$z_m$ Kilos.	$y$ Chevaux.	$\beta$ 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'in vraisemblance 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.,  $\lambda$  par  $\frac{1}{52}$  et  $a$  par 11 dans la formule (23); il vient :

$$y^{-1/3} = \frac{\overline{\omega}_1}{\frac{2}{3} \cdot 11 \cdot 4 \cdot 0,85}$$

d'où :

$$y = \frac{15500}{\overline{\omega}_1^3} \quad (32)$$

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) :

$$H = \frac{27400}{\omega_1^2} \quad (33)$$

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

$$2p = \lambda ax^{5/2}y^{2/3} = \frac{4250}{\omega_1^2} \quad (34)$$

Enfin, on a pour le poids utile  $x$  :

$$z = H - 2p - \omega_1 y = \frac{27400}{\omega_1^2} - \frac{4250}{\omega_1^2} - \frac{15500}{\omega_1^2} = \frac{7800}{\omega_1^2}$$

D'où le tableau suivant :

$\omega_1$ 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	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 les hélicoptères immobiles dans l'air, sans translation. Dans le cas d'une translation plus ou moins rapide, qu'arrivera-t-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 XI

### 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. 139). 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.

$\beta$  est l'angle de la vitesse  $mU$  avec  $mW$ .

L'élément reçoit de l'air une réaction  $R$  qui fait un angle  $\varepsilon$  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  $HW$ .

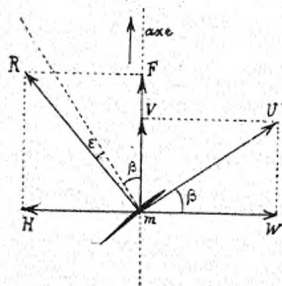


Fig. 139.

Rendement d'un élément d'hélice.

(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  $\rho$  est donné par :

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

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

Telle est la valeur du rendement. On voit que, pour une valeur donnée de  $\beta$ ,  $\rho$  est d'autant plus voisin de la limite 1 que  $\varepsilon$  est plus petit.

Il y a donc intérêt à rendre  $\varepsilon$  aussi petit que possible.

$\varepsilon$  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  $\varepsilon$  compris entre 6 et 10°. L'angle de 6° peut être considéré comme pratiquement très bon et difficile à améliorer.

L'angle  $\varepsilon$  étant fixé, cherchons, au moyen de l'équation (1), la valeur de  $\beta$  qui rend  $\rho$  maximum.

Il suffit d'annuler la dérivée de  $\rho$  par rapport à  $\beta$  ; 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  $\varepsilon$  est voisin de  $6^\circ$ ,  $\beta$  doit être voisin de  $42^\circ$ . Ainsi  $\beta$  doit être très voisin de  $45^\circ$ ; 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  $45^\circ$  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  $45^\circ$  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 avions 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  $\rho$  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  $\beta$  augmente ou diminue, et le rendement n'est plus maximum. Heureusement, si on construit la courbe de  $\rho$  en fonction de  $\beta$  définie par l'équation (1), on constate que  $\rho$  varie très



lentement aux environs du maximum. Cette courbe est donnée, fig. 140, pour le cas de  $\varepsilon = 6^\circ$ . On voit que le rendement varie très peu entre  $\beta = 25^\circ$  et  $\beta = 60^\circ$ , 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

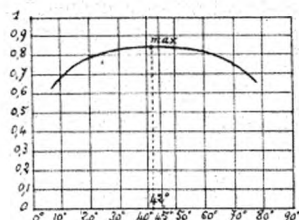


FIG. 140. — Courbe du rendement en fonction de l'inclinaison de l'élément.

n'a pas le droit d'appliquer, on peut voir que le rendement global de l'aile sera très voisin de 0,8. Comme  $\beta$  peut varier de  $25^\circ$  à  $60^\circ$ , 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 travailler 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.

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

pour $\varepsilon = 6^\circ$	$\rho = 0,80$
$\varepsilon = 8^\circ$	$\rho = 0,75$
$\varepsilon = 10^\circ$	$\rho = 0,70$

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 :

$$\begin{aligned} F &= h (\alpha r - \alpha') n^2 D^4 \\ T &= (h^2 \beta r + \beta') n^3 D^5 \end{aligned}$$

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 insistons-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<sup>m</sup>,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 48° (fraction de pas 4/10).

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. 141). Cette droite est représentée en pointillé. La figure 141 donne la courbe de la poussée pour

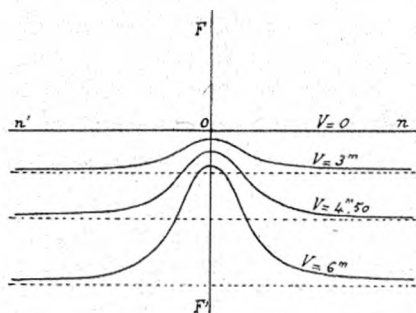


FIG. 141.

Poussée sur un secteur plat en rotation.

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.

Considérons, parexemple, 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  $4/10$ . 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.

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

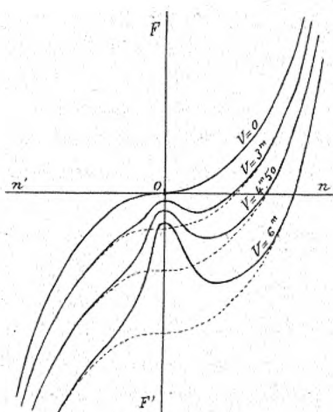


FIG. 142. — Poussée d'une hélice dans un courant d'air axial.

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. 142). 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 dérouté 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  $0F'$ . 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. 142, 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  $\alpha$  et  $\beta$  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  $\alpha$  et  $\beta$  ; les formules deviennent :

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

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

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 assez facile de mettre en facteur une fonction de  $n$  et de la fraction de pas qui rendrait les formules rigoureuses. Nous préférons nous en tenir, pour le moment, à la théorie simple ci-dessus ; nous la compléterons dans une prochaine étude.

(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.

D'autre part, on pourrait aussi définir le pas au moyen de l'équation (2), comme étant la longueur dont l'hélice doit avancer par tour pour que le *travail* soit nul. On trouverait une valeur de  $H$  légèrement différente, à cause des frottements. C'est pour cela que la loi du rendement n'est pas exactement linéaire (voir page 328).

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  $F n H$ . 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  $bD^2$ ,  $b$  étant un paramètre inconnu. Son volume par seconde est  $bD^2 n H$ .

Sa masse est  $\frac{1}{2} \frac{\Delta}{g} bD^2 n H$ .

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

Egalant cette valeur au travail  $F_n H$  effectué, on obtient :

$$\frac{1}{2} \frac{\Delta}{g} b D^2 n H (n^2 H^2 - V^2) = F_n H$$

d'où :

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

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

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

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

Calculons maintenant le travail  $T$  dépensé.

Soit  $\eta$  le rendement, on a :

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

En posant  $\frac{1}{\eta} \frac{1}{2} \frac{\Delta}{g} b h^3 = \beta$ , 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 :

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

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

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  $D$ ,  $H$ ,  $\alpha$  et  $\beta$ .

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.

**THÉOREME.** — *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 :

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

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 indé-

pendant 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

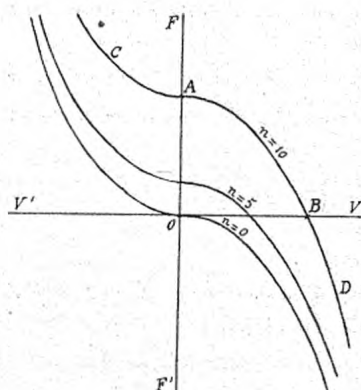


FIG. 143. — Poussée d'une hélice dans un courant d'air axial.

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 :

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

Si  $n$  est constant, les courbes de  $F$  en fonction de  $V$  sont aussi des paraboles, représen-

tées sur la fig. 143 ; 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 :

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

C'est une fonction du troisième degré.

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

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

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  $\frac{1}{\sqrt{3}}$ .*

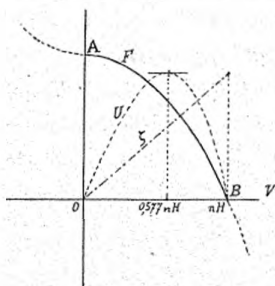


FIG. 144. —  $F$  Poussée,  $U$  Travail utile,  $\zeta$  Rendement propulsif.

La fig. 144 montre la courbe  $U$  représentative du travail utile, et son maximum.



# RENDEMENT PROPULSIF.

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

Lorsque  $V$  varie de 0 à  $nH$ ,  $\zeta$  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. 144).

# RENDEMENT.

Le rendement  $\rho$  est le rapport du travail utile au travail total dépensé.

Le travail utile est  $FV$ . Le travail dépensé est  $T$ . Le rendement  $\rho$  est :

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

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

Remplaçant  $D$  par cette valeur, on a :

$$\rho = \frac{\alpha}{\beta} h \cdot \frac{V}{nH} \quad (3)$$

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

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

On a donc :

$$\rho = \eta \zeta \quad (4)$$

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  $V = nH$  ; sa valeur est alors égale à  $\eta$ . 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

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

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 sans être suffisamment exacte pour donner la *position* de ses maxima. En réalité, l'expérience montre que le rendement, un peu avant la vitesse  $V = nH$ , cesse de croître linéairement, passe par un maximum et retombe à zéro pour  $V = nH$  (1).

### HELICE 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

---

(1) Voir page 320, note (2).

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 :

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

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

$D$ ,  $\alpha$ ,  $\beta$  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  $\eta$ . On a en effet :

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

ce qui donne :

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

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 (4).

Le premier terme n'est autre que le carré du travail  $T_0$  nécessaire

(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 cas de l'hélice au point fixe pour obtenir la poussée F. D'où ce théorème qui peut être utile pour la pratique :

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

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 :

**THÉOREME.** — *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 :*

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

Formule qui pourra également être utilisée en pratique ; si on connaît au moins approximativement  $\eta$ , il suffira de déterminer le travail  $T_o$  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 :

**THÉOREME.** — *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  $\frac{T_u}{\eta}$  (4).

---

(4) Si on tient compte des frottements, on trouve qu'il y a un diamètre optimum qu'il n'y a pas intérêt à dépasser. Nous reviendrons sur ce point dans une prochaine étude.

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 connait les paramètres  $\alpha$ ,  $\beta$  et  $h$ , ou  $q$  et  $\eta$ , on pourra immédiatement en appliquant les formules (5) et (6), savoir quelle sera l'hélice la plus économique.

Rappelons que deux de ces paramètres,  $\alpha$  et  $\beta$ , 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 :

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

Le premier membre est l'inverse du carré du rendement  $\rho$  ; d'où :

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

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

Dans la pratique de l'aviation, on remarquera que le terme  $\frac{F}{D^2 V^2}$  est toujours très petit (il reste compris entre 0,003 et 0,4) 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  $\eta$ ; aussi ce dernier type pourrait-il être considéré plus particulièrement comme le type optimum de l'hélice progressive.

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 :

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

Telle est la formule complète du travail.

Elle est de la forme :

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

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

## CHAPITRE XII.

# LA STABILITÉ.

---

Nature complexe du problème. — Principe de la stabilité. — Courbes métacentriques. — Stabilité longitudinale. — Stabilité latérale. — Stabilité de route. — Stabilité dynamique.

---

### NATURE COMPLEXE DU PROBLÈME.

Nous serons très bref sur le chapitre de la stabilité. Pourtant il n'est guère de sujet plus complexe, plus inextricable. Il y a la stabilité longitudinale, la stabilité latérale et la stabilité de route ; la stabilité en air calme et en air agité ; moteur en marche et moteur éteint ; la stabilité statique et la stabilité dynamique ; la stabilité automatique et la stabilité commandée ; la stabilité en ligne droite et en virage.

Quand on étudie la question successivement sous ses diverses faces, on arrive à des conclusions qui se contredisent, à des conditions qui s'excluent, et entre lesquelles il faut faire une cote mal taillée. Aussi ne peut-on pas, à proprement parler, traiter la question ; nous essayerons seulement de la situer, de montrer en quoi elle consiste et de quoi elle dépend.

Qu'est-ce que la stabilité ?

Considérons un aéroplane en équilibre, c'est-à-dire que, sous l'action des forces qui lui sont appliquées, son mouvement est une translation rectiligne et uniforme. Si on le dérange légèrement de sa position d'équilibre, trois cas peuvent se présenter :

S'il tend à revenir à sa position d'équilibre, on dit que l'équilibre est *stable*.



S'il tend à s'en écarter de plus en plus, l'équilibre est *instable*.

S'il reste tel qu'on l'a placé, l'équilibre est *indifférent*.

Toute inclinaison de l'appareil peut se décomposer en trois rotations autour de trois axes rectangulaires, transversal, longitudinal et vertical. Ces trois rotations correspondent aux mouvements appelés *tangage, roulis et lacet*. On est ainsi amené à envisager trois stabilités différentes, dites stabilité longitudinale, stabilité latérale et stabilité de route. Mais en réalité on sait que les décompositions de mouvements ne sont pas légitimes en dynamique des fluides, ces trois stabilités ne sont pas indépendantes, et le problème général ne saurait être résolu ainsi par parties.

Si on se borne à envisager le cas de l'air calme, les trois stabilités sont faciles à réaliser, et on en connaît les moyens pratiques depuis nombre d'années (c'est ce qu'on appelle les trois V). On sait parfaitement faire un appareil inchavirable, possédant la *stabilité statique*. L'expression stabilité statique est du reste impropre, car dans la stabilité il n'intervient aucune force statique, mais seulement des forces dépendant du mouvement de l'appareil. Le terme de *stabilité propre* est meilleur, pour désigner la stabilité obtenue par la forme même de l'appareil.

Mais il faut, d'une part, que le pilote puisse facilement modifier à son gré la position d'équilibre pour changer d'allure ou pour virer ; il faut donc que cet équilibre ne soit *pas trop* stable.

D'autre part, en air agité, les réactions de l'air varient à chaque instant ; si l'équilibre est stable, à chaque saute de vent correspondra une nouvelle position d'équilibre que l'appareil tendra à prendre, et celui-ci sera ballotté et secoué d'autant plus énergiquement qu'il sera plus stable. Pour que l'appareil ne soit pas secoué, il faut que les sautes de vent ne tendent pas à modifier la position de l'appareil, donc il faut qu'il soit en équilibre indifférent, le pilote intervenant au besoin pour rétablir, à l'aide des organes des manœuvres, la stabilité compromise (*stabilité commandée*).

Voilà les contradictions qui apparaissent, et on est amené à se

poser la question suivante : la stabilité propre est-elle une bonne chose, et faut-il la rechercher ?

Les frères Wright, qui l'avaient d'abord adoptée, en ont ensuite reconnu les inconvénients et ont recherché l'équilibre indifférent, préférable dès que l'air est agité.

Un tricycle est en équilibre stable ; mais une bicyclette est absolument instable. Est-ce qu'on lui en fait un reproche ? N'est-ce pas là, au contraire, le secret de sa docilité, de sa maniabilité, de son aisance dans les virages et sur les mauvaises routes ?

En aviation, il semble qu'il faille rechercher un équilibre presque indifférent, à peine stable. Dans ces conditions l'appareil sera maniable et ne répondra qu'avec lenteur aux remous de vent.

Mais il faudra s'assurer si, dans toutes les positions possibles des organes de manœuvre, la stabilité subsiste, car une seule seconde d'instabilité peut provoquer la chute à pic.

### PRINCIPE DE LA STABILITE.

Une erreur classique consiste à croire que la stabilité existe lorsque le centre de gravité est au-dessous du centre de poussée. Il n'en est rien ; le centre de poussée se déplace suivant les inclinaisons de l'appareil, et n'est pas assimilable à une sorte de point d'attache fixe par lequel l'appareil serait suspendu. Le centre de poussée n'a rien à voir dans la question de stabilité (1) ; c'est le *métacentre* qu'il faut considérer.

Réagissant contre cette tendance, beaucoup de théoriciens sont tombés dans l'excès contraire, et ont prétendu que la position du centre de gravité n'est également pour rien dans la stabilité. C'est encore une erreur, résultant d'une analyse trop superficielle des faits.

Pour quelle raison le centre de gravité intervient-il dans la stabilité ?

---

(1) Cette confusion figure plusieurs fois dans *l'Aviation*, de MM. Painlevé et Borel, pages 82 et 122.

Une force peut toujours être remplacée par une force égale appliquée en un autre point, et un couple. Toute force agissant sur l'appareil peut être remplacée :

1<sup>o</sup> Par une force égale appliquée au centre de gravité et qui ne produira qu'un mouvement de translation sans rotation, parce que le centre de gravité est *centre d'inertie* ;

2<sup>o</sup> Par un couple égal au moment de la force par rapport au centre de gravité. C'est ce moment seul qui tend à faire tourner le corps ; c'est lui seul qui est à considérer dans l'étude des rotations de l'appareil. Les forces qui, comme la pesanteur, passent par le centre de gravité, ne provoquent aucune rotation.

Ainsi le centre de gravité intervient non pas parce qu'il est le point d'application de la pesanteur, mais parce qu'il est centre d'inertie.

Supposons que l'appareil s'incline. Considérons, à ce moment, les forces qui agissent sur lui. La somme de leurs moments par rapport au centre de gravité tend à faire tourner l'appareil dans un certain sens. Si c'est en sens contraire de l'inclinaison prise, l'appareil est stable ; on dit que le moment résultant est *redresseur*. Si c'est dans le sens de l'accentuation de l'inclinaison, l'appareil est instable. Enfin, dans le cas le plus général, le moment résultant ne sera pas dans le plan du mouvement, de sorte qu'il introduira des perturbations dans les autres équilibres. Par exemple, si l'appareil se met en travers par suite d'une perturbation de la stabilité de route, l'équilibre latéral sera également dérangé.

Quelles sont les forces en jeu ? Il faut distinguer : le poids, la force tractive et les réactions de l'air sur l'appareil (1).

Le poids passe toujours par le centre de gravité, son moment est toujours nul. On n'a donc pas à le faire intervenir. Ce n'est pas lui qui peut contribuer à redresser l'appareil.

---

(1) Nous supposons que l'inclinaison de l'appareil est lente, et qu'on peut négliger les forces d'inertie mises en jeu. Leur introduction compliquerait encore le problème.

La force tractive, généralement due à l'hélice, peut, dans certains cas, avoir un moment nul, soit que son axe passe par le centre de gravité, soit que la traction soit nulle (descente avec moteur éteint). Mais lorsque l'appareil s'incline, l'axe de l'hélice n'est plus parallèle à la direction du mouvement, l'hélice est en propulsion oblique. Dans ces conditions, on ne peut pas admettre que la direction de la traction coïncide avec l'axe de l'hélice. Bien qu'on ne possède aucun résultat d'expérience faite sur une hélice en propulsion oblique, les expériences faites par M. Riabouchinsky sur une hélice dans un courant normal à l'axe (1) permettent d'affirmer que la poussée n'est plus ni parallèle à l'axe ni même concourante avec lui ; c'est une droite quelconque. Par suite, son moment par rapport au centre de gravité de l'appareil est absolument inconnu. Faute de données expérimentales, force nous est de n'en pas tenir compte.

Remarquons que, pour être complet, il faudrait tenir compte du couple dû à la rotation de l'hélice, et, éventuellement, des effets gyroscopiques ; on peut du reste, par l'emploi de deux hélices, supprimer l'influence de ces couples.

En définitive, il ne nous reste donc qu'à envisager les réactions de l'air sur l'appareil, et le moment de ces réactions par rapport au centre de gravité.

Considérons (fig. 145) un appareil S en équilibre. La résultante R des réactions de l'air passe par le centre de gravité G. Supposons que l'appareil s'incline dans le sens de la flèche. Les conditions d'attaque de l'air varient. La réaction R change de position et change aussi légèrement de direction, elle devient  $R_1$  (2). La réaction semble avoir tourné autour du point M qui, à la limite, est le métacentre. Dans la figure 145,

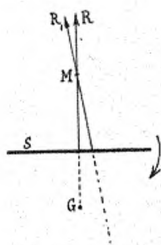


FIG. 145. — Stabilité.

(1) *Bull. Institut de Koutchino*, fasc. II, 1909, pages 66 et suiv.

(2) Pour être tout à fait précis, il faudrait remarquer qu'en général les forces n'admettent pas une résultante unique. Mais il y a toujours un moment résultant. Nous envisagerons ce cas page 343.

nous avons supposé que  $R$  a tourné en sens inverse de l'appareil ; c'est le cas le plus habituel. On voit immédiatement sur la figure que le moment de  $R_1$  par rapport à  $G$  sera redresseur si  $G$  est à

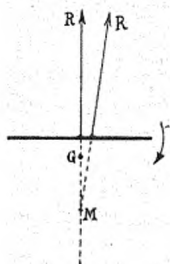


Fig. 146. — Stabilité.

gauche de  $R_1$ , c'est-à-dire (puisque  $G$  est sur la droite  $R$ ), si  $G$  est plus bas que le métacentre  $M$ . Donc, la condition de stabilité est que le centre de gravité soit plus bas que le métacentre.

Mais si  $R_1$  a tourné dans le même sens que l'appareil (fig. 146), on voit immédiatement sur la figure que le moment de  $R_1$  sera redresseur si  $G$  est *plus haut* que le métacentre  $M$ , et la condition de stabilité est que le centre de gravité soit plus haut que le métacentre. Ce cas n'est nullement paradoxal ; c'est le cas d'une surface plane attaquant l'air orthogonalement, par exemple tombant à plat comme un parachute. La surface tombe en oscillant de côté et d'autre, quel que soit l'abaissement du centre de gravité.

### COURBES MÉTACENTRIQUES.

On voit que le problème de la stabilité exigerait la connaissance des courbes métacentriques.

Il est à souhaiter que l'expérimentation nous documente bientôt sur ces courbes. On peut cependant s'en faire une idée, dans la partie relative aux faibles incidences qui intéressent l'aviation, pour la stabilité longitudinale des surfaces planes, concaves et convexes. Les expériences faites sur la position et la direction de la réaction permettent de tracer la branche utile de ces courbes (voir les figures 147, 148 et 149).

Dans les trois cas la réaction tourne en sens inverse de l'appareil (ou bien, si c'est l'appareil qui reste immobile et l'air qui change de direction, la réaction tourne dans le même sens que l'air). Aussi la condition de stabilité est-elle que le centre de gravité soit plus bas que le métacentre.

Sur la fig. 147, relative à un plan  $S$  attaquant l'air à faible incidence, la courbe part d'un point  $O$  où elle est tangente au plan (1), s'élève, et se rapproche d'une asymptote figurée en trait fin (2).

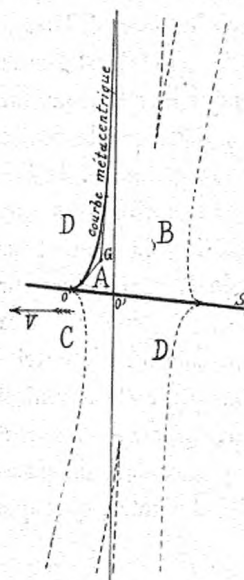


FIG. 147.  
Stabilité d'un plan.

On voit que dans la région A, située entre la courbe, l'asymptote et la partie  $OO'$  du plan, tout point  $G$  admet deux tangentes à la courbe, une vers le haut, l'autre vers le bas. Donc, si le centre de gravité est dans la région A, il y a deux positions d'équilibre possibles, une stable et une instable.

On voit de même que, si le centre de gravité est dans la région C, il y a une seule position d'équilibre, qui est stable ; dans la région B, une seule position, instable ; dans les régions D, aucune position d'équilibre possible. C'est ce que résume le tableau suivant :

RÉGIONS	POSITION D'ÉQUILIBRE	
	stable	instable
A	1	1
B	0	1
C	1	0
D	0	0

Ainsi les régions A et C sont seules admissibles.

(1) C'est un point de rebroussement.

(2) Cette asymptote est la position de la réaction lorsqu'elle est inclinée le plus en avant possible de la normale au plan. La courbe complète est représentée en pointillé léger.

Si le centre de gravité est sur le plan lui-même, il faut qu'il soit sur le segment  $OO'$ .

Sur la fig. 148 relative à une surface arquée concave, nous retrouvons les mêmes régions, mais disposées un peu autrement. Le tableau ci-dessus s'applique encore. La courbe traverse la surface, de sorte que, si le centre de gravité est sur la surface, il faut qu'il

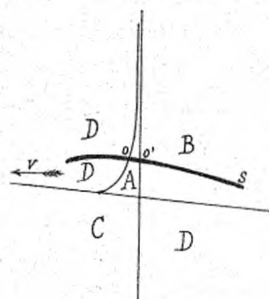


FIG. 148.  
Stabilité d'une surface concave.

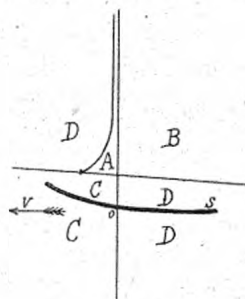


FIG. 149  
Stabilité d'une surface convexe.

soit sur le segment  $OO'$  qui est très petit. En outre, chaque point de ce segment admet une position d'équilibre stable et une instable, et cette dernière, qui correspond à l'incidence la plus faible, est justement celle qui aurait chance de s'établir en aviation par suite des mouvements qu'on enseigne aux pilotes, ce qui constitue un danger. Mais si  $G$  était dans la région  $C$ , il n'y aurait aucun danger.

Enfin, sur la fig. 149 relative à une surface convexe, la courbe reste au-dessus de la surface. La région favorable  $C$  s'étend non seulement au-dessous de la surface, mais aussi en partie au-dessus. Tout l'avant de la surface à partir de  $O$  est dans la région  $C$ .

Ce dernier cas paraît s'appliquer aussi aux surfaces à courbure en  $S$ , qui à tous égards, ainsi que nous l'avons dit, semblent préférables aux surfaces arquées simples.

### STABILITÉ LONGITUDINALE.

En pratique le centre de gravité est très rapproché de la surface (ou du centre de poussée, s'il y a plusieurs plans superposés) l'expérience

ayant montré que le centre de gravité trop bas provoque des oscillations pendulaires.

Ce qui précède montre que la stabilité longitudinale n'est satisfaisante que dans le cas d'une surface convexe, formant plus ou moins un V ouvert en haut. Mais l'usage actuel est d'employer des surfaces concaves, instables. On rétablit la stabilité en plaçant à l'arrière une surface auxiliaire dite *queue stabilisatrice*, arquée ou non, de telle manière que l'ensemble de ces deux surfaces forme un V.

Mais cette queue à faible angle d'incidence est une surface mal employée, et cela d'autant plus que la vitesse est plus grande. Supposons en effet que pour la stabilisation la queue soit de 3 degrés moins inclinée que la surface principale. Si on atteint la vitesse pour laquelle l'incidence est de  $3^0$ , la queue ne porte plus rien. Aussi croyons-nous qu'il serait intéressant de supprimer la queue en adoptant les surfaces à courbure en S, stables par elles-mêmes et aussi efficaces que les arquées concaves.

Le gouvernail de profondeur, dont la position est variable, complique la question en modifiant la courbe métacentrique. Il forme lui aussi avec la surface un V ouvert tantôt vers le haut, tantôt vers le bas. Dans ce dernier cas, il diminue la stabilité, et, au-delà d'une certaine position, il peut provoquer l'instabilité de l'ensemble et amener la chute à pic. De nombreux accidents mortels inexplicables pourraient bien être dus à cette cause. Il est indispensable que ce cas ne puisse pas se produire, et que l'amplitude des mouvements du gouvernail de profondeur soit limitée au point où commencerait l'instabilité.

Rectifications, à ce propos, une erreur publiée récemment par M. Painlevé : le gouvernail de profondeur peut être à l'avant ou à l'arrière, mais ce n'est pas cela qui le rend *progressif* ou *régressif* ; il est *régressif*, c'est-à-dire que les mouvements qu'il provoque s'enrayent d'eux-mêmes, si l'appareil est stable longitudinalement ; et cette stabilité ne dépend pas de la place du gouvernail de profondeur.



## STABILITÉ LATÉRALE.

La stabilité latérale est la tendance à réagir contre les mouvements de roulis.

Supposons que l'appareil s'incline sur le côté, en tournant autour de son axe longitudinal (cet axe est l'horizontale située dans le plan de symétrie et passant par le centre de gravité).

Dans ce mouvement, la direction de la vitesse relative de l'air ne change pas. Les réactions restent les mêmes. Leur résultante ne change pas de place par rapport à l'appareil, elle continue donc à passer par le centre de gravité. Il ne s'introduit aucun moment, redresseur ou non. Ainsi, l'inclinaison pure et simple de l'appareil ne peut provoquer aucun moment redresseur.

Mais, lorsque l'appareil penche, il se met à glisser latéralement. C'est seulement alors que les réactions changent ; la vitesse relative de l'air sort du plan de symétrie. Par rapport à l'appareil supposé fixe, la vitesse relative se déplace dans un plan horizontal.

Comme il n'y a plus symétrie, on ne peut pas ramener les réactions de l'air à une résultante unique. Il n'y a plus de poussée résultante. Il n'y a plus de centre de poussée. Il y a un ensemble de forces, qui ont un moment résultant par rapport à l'axe longitudinal autour duquel s'effectue la rotation. C'est du sens de ce moment que dépend la stabilité.

Comment définir une courbe métacentrique dans ce cas ?

Nous y arriverons en remarquant que, pour l'étude des moments par rapport à l'axe longitudinal, on peut remplacer les forces par leurs projections sur un plan perpendiculaire à l'axe. Projetons donc toutes les réactions sur un plan transversal passant par le centre de gravité ; nous obtenons des forces situées dans un même plan, et qui, elles, ont une résultante. Le moment de cette résultante par rapport à l'axe longitudinal est égal au moment des réactions de l'air,

et pourra servir à l'étude de la stabilité. Cette résultante enveloppe une courbe ; son point de contact sera par définition le *métacentre de roulis* (ce n'est pas le même point que le métacentre de tangage).

La condition de stabilité propre est que le métacentre de roulis soit plus haut que le centre de gravité. Mais on ne connaît rien actuellement sur la courbe métacentrique dans ce cas. L'expérience montre que le V latéral, c'est-à-dire les ailes relevées aux extrémités, favorise la stabilité ; mais il la favorise peut-être trop, car il provoque le roulis en cas de vent latéral. Dans ce cas, en effet, bien que l'appareil ne se soit pas incliné, la vitesse relative de l'air dévie latéralement, et, si l'appareil possède la stabilité propre, il se produit un moment renverseur. On préfère généralement, à l'exemple des frères Wright, supprimer ce V ; le pilote commande la stabilité et la rétablit en cas de besoin par la manœuvre des ailerons ou du gauchissement.

## STABILITÉ DE ROUTE.

La stabilité de route est la tendance à réagir contre les mouvements de lacet.

Supposons que l'appareil se mette en travers, par une rotation autour de son axe vertical. La vitesse relative de l'air dévie latéralement (exactement comme dans le cas du vent latéral ou du glissement latéral consécutif au roulis).

Les réactions de l'air n'ont pas de résultante, mais elles ont un moment résultant par rapport à l'axe vertical. Nous pouvons, pour l'étude de ce moment, remplacer les forces par leurs projections sur un plan horizontal passant par le centre de gravité. Nous obtenons des forces situées dans un même plan, et qui ont une résultante. Cette résultante enveloppe une courbe ; son point de contact sera par définition le *métacentre de lacet*.

La condition de stabilité est que le métacentre de lacet soit en arrière du centre de gravité.

On ne connaît rien non plus sur la courbe métacentrique correspondante ; mais on tourne la difficulté par l'emploi d'un empennage vertical placé à l'arrière, qui a pour effet de reculer le métacentre très en arrière, et par suite d'assurer la stabilité de route. On pourrait l'assurer aussi par une disposition des surfaces en forme de V ouvert vers l'arrière.

### SURFACES MÉTACENTRIQUES.

Nous venons d'envisager la stabilité autour de trois axes rectangulaires. On pourrait étudier de la même façon la stabilité autour d'un axe quelconque, même non situé dans un plan de symétrie.

Il ne paraît pas possible de définir une surface métacentrique générale ; on ne le pourrait que si les réactions de l'air avaient toujours une résultante unique.

Mais un aéroplane peut adopter divers angles d'attaque ; si nous considérons la stabilité latérale, à chaque angle d'attaque correspond un axe de rotation différent (1) et, par suite, une courbe métacentrique différente, située dans un plan perpendiculaire à cet axe. L'ensemble de ces courbes définit une *surface métacentrique de roulis*.

De même pour la stabilité de route ; en considérant les divers angles d'attaque on peut définir une *surface métacentrique de lacet*.

### STABILITÉ DYNAMIQUE.

Nous avons vu que la stabilité propre n'est pas efficace en air agité, elle est plutôt une gêne. D'autre part l'équilibre indifférent est trop près de l'équilibre instable, il exige l'attention constante du

---

(1) Il existe bien un axe d'inertie fixe, mais il n'a rien à voir dans la question ; il n'y a pas de raison pour que les rotations se fassent autour de lui.

pilote, et la moindre fausse manœuvre peut être fatale. On a songé à obtenir un équilibre automatique dynamique, en mettant les organes de rétablissement de l'équilibre sous la dépendance d'un gyroscope. Lorsque l'appareil tend à s'incliner, le gyroscope reste, comme on sait, dans un plan fixe, ce qui permet, par des contacts électriques ou par tout autre moyen, de mettre en jeu les organes de manœuvre.

Ce mode de stabilisation ne paraît pas pratiquement utilisable ; nous ne le citons que pour mémoire.

---

# TABLE DES MATIÈRES

	Pages
CHAPITRE 1 <sup>er</sup> . — <b>Généralités sur le problème du vol</b> .....	4
Rôle de la théorie en aviation. — Difficultés de l'expérimentation. —	
Différents modes de vol. — Comment le problème se pose pour l'homme.	
— La loi des cubes. — Ceux qui ont résolu le problème:.....	4
CHAPITRE II. — <b>Les lois de la résistance de l'air</b> .....	44
Les dispositifs d'expériences. — Lois de la résistance de l'air pour	
l'attaque orthogonale. — Loi des plans minces. — Le coefficient K. —	
Carènes. — Influences de l'accélération .....	44
CHAPITRE III. — <b>Les lois de la résistance de l'air (suite)</b> .....	76
Loi des plans minces pour l'attaque oblique. — Fonction de l'angle	
d'incidence. — Influence de l'allongement. — Direction de la réaction.	
— L'auto-rotation. — Expression des composantes de la poussée .....	76
CHAPITRE IV. — <b>Les lois de la résistance de l'air (suite)</b> .....	99
Les surfaces arquées. — Composantes de la poussée. — Formules	
générales. — Le profil optimum. — Répartition des pressions. —	
Position de la poussée. — Résumé.....	99
CHAPITRE V. — <b>Théorie de l'aéroplane</b> .....	132
Nature du problème. — Qualité sustentatrice. — Equations d'équi-	
libre en marche horizontale. — Vitesse minima de sustentation —	
Vitesse de moindre traction. — Vitesse de moindre puissance. —	
Vitesse de moindre travail. — Influence de l'altitude. — Montée et	
descente. — Cas de l'aéroplane sans moteur. — Maximum de poids	
utile enlevé. — Familles d'aéroplanes semblables. — Minimum de	
puissance permettant d'enlever un poids utile donné. — Influence de	
l'inclinaison de l'axe de l'hélice. — La bicyclette aérienne est-elle	
possible?.....	132
CHAPITRE VI. — <b>Théorie de l'aéroplane (suite)</b> .....	188
Régimes de marche de l'aéroplane. — Fonctionnement du moteur.	
— Discussion des cas possibles. — Descente en vol plané. — Descente	
avec moteur en marche. — Choix de la vitesse de régime. — Perfec-	
tionnement à la théorie de l'aéroplane.....	188
CHAPITRE VII. — <b>Le vol des oiseaux</b> .....	208
Nature du vol. — Mouvement de l'aile. — Le vol ramé propulsif. —	
Vitesse des oiseaux. — Travail dépensé par les oiseaux. — L'orthoptère	
et l'ornithoptère.....	208
CHAPITRE VIII. — <b>Le vol à voile</b> .....	220
Explications diverses. — Théories fantaisistes. — Théories anti-	
mécaniques. — Théories sérieuses : le vent ascendant ; la théorie de	
Langley. — Les faits observés. — Les variations du vent. — Théorie	
du vent luvoyant. — Explication des faits observés. — Calcul de la	
théorie des montagnes russes. — Calcul de la théorie du vent luvoyant.....	220

CHAPITRE IX. — <b>L'hélice au point fixe</b> .....	Pages 265
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.....	
CHAPITRE X. — <b>L'hélicoptère</b> .....	289
L'hélicoptère. — Poussée d'un système de deux hélices. — Maximum de poids utile élevé. — Influence de la translation.....	
CHAPITRE XI. — <b>L'hélice propulsive</b> .....	307
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.....	
CHAPITRE XII. — <b>La stabilité</b> .....	334
Nature complexe du problème. — Principe de la stabilité. — Courbes métacentriques. — Stabilité longitudinale. — Stabilité latérale. — Stabilité de route. — Stabilité dynamique.....	
	334

