Titre : Force portante de l'Aéroplane
Auteur : Faraud, L.

Mots-clés : Avions ; Aérodynamique ; Tourbillons (mécanique des fluides)
Description : 1 vol. (20-4-[2] p.) ; 25 cm
Adresse : Paris : Librairie des sciences aéronautiques F. Louis Vivien, 1909
Cote de l'exemplaire : CNAM-BIB 8 Ca 513

FARAUD
Chef de Bataillon du Génie

Force portante de l'Aéroplane

Prix : 2 fr. 50

PARIS (9e)
LIBRAIRIE DES SCIENCES AÉRONAUTIQUES
F. LOUIS VIVIEN, LIBRAIRE-ÉDITEUR
20, Rue Saulnier, 20

1909

ÉTAT ACTUEL ET AVENIR DE L'AVIATION

Par M. Rodolphe SOREAU

Un volume in-8° br., avec de nombreuses figures................ Prix : **4 fr.**

Président de la Commission d'aviation de l'Aéro-Club de France et de la Société française de navigation aérienne, M. R. SOREAU est un précurseur devenu, en ces dernières années, l'une des personnalités les plus marquantes de l'aviation. La nouvelle et magistrale étude que nous publions était impatiemment attendue.

Dans la 1re partie, l'auteur asseoit la technique de l'aéroplane sur des formules conformes aux observations. Reprenant la théorie de l'équilibre de Pénaud et de Renard, il l'élargit, notamment en mettant logiquement en évidence les poids des divers éléments constitutifs.

Passant ensuite à la stabilité, il donne la théorie de la stabilité longitudinale, puis montre que tout aéroplane a une stabilité latérale propre, mais qu'on l'augmente beaucoup en recourant à des procédés dynamiques, tels que le gauchissement et le gyroscope.

La 2e partie est consacrée à l'historique de l'aéroplane, écrit d'une plume érudite et alerte.

Dans la 3e partie, M. SOREAU examine les perfectionnements réalisables à bref délai, et il établit « qu'ils donnent, dans leur ensemble, une marge suffisante pour permettre de conclure nettement à la conquête de l'air par le nouveau mode de locomotion ». Il termine en exposant ses vues sur l'avenir de l'aviation, en quelques pages d'une grande hauteur de vues.

Cet ouvrage, de près de 250 pages, illustré de nombreuses figures et nourri de tableaux numériques et graphiques précieux pour les constructeurs, vient bien à son heure. Il sera le point de départ de tous les Traités que ne manquera pas de faire éclore l'industrie naissante des aéroplanes.

DES HÉLICES AÉRIENNES

Théorie générale des propulseurs hélicoïdaux et méthode de calcul de ces propulseurs pour l'air

par S. DRZEWIECKI

In-8° br., avec de nombreuses figures. 1909..................... Prix : **2 50**

Dans cette étude, l'auteur, partant de la résistance éprouvée par un élément plan se déplaçant dans l'air, sous une certaine incidence et suivant une trajectoire hélicoïdale, déduit, par une série de calculs et de raisonnements mécaniques rigoureux, la théorie des hélices propulsives. Il en détermine tous les éléments tels que le rendement, l'incidence optima, le diamètre, le pas, la surface active, etc., montre les relations qui relient tous ces éléments entre eux et aussi aux conditions du mouvement, tels que la puissance motrice, la vitesse, le nombre de tours, etc. Ce travail a le grand avantage de donner, sur la question si complexe et si peu connue des hélices propulsives, une vue d'ensemble, claire, complète et d'une rigueur réellement scientifique.

Aviation : Comment l'Oiseau vole. — Comment l'Homme volera

par WILHELM KRESS

Traduit par R. CHEVRAU, lieutenant d'artillerie
ancien élève de l'Ecole polytechnique

Un vol. in-8° B. illustré de 38 fig. 1909........................ Prix : **3 50**

Ce sont des aperçus précis appuyés de résultats probants, fruits d'un travail de 30 années, présentés sans érudition prétentieuse ni formules arides. Telle est l'œuvre qu'une traduction fidèle offre aux adeptes de plus en plus nombreux de la locomotion de l'avenir.

Vol plané, vol à voile, vol en cercle, vol ramé, et stabilité sont étudiés successivement et conduisent l'ingénieur KRESS à construire en même temps qu'un aéroplane qui a toutes ses préférences, un ornithoptère et un hélicoptère puissamment conçus.

Force portante
de l'Aéroplane

TIRAGE EN PETIT NOMBRE

FARAUD

Chef de Bataillon du Génie

Force portante de l'Aéroplane

PARIS (9e)

LIBRAIRIE DES SCIENCES AÉRONAUTIQUES

F. LOUIS VIVIEN, LIBRAIRE-ÉDITEUR

20, Rue Saulnier, 20

1909

Force portante de l'Aéroplane

PAR

FARAUD
Chef de Bataillon du Génie

J'ai présenté, en octobre 1888, à la Société des Ingénieurs civils une théorie de l'aéroplane, qui conduisait aux conclusions suivantes :

De quelque manière qu'on fasse varier le poids, les dimensions et la vitesse d'un aéroplane monoplan à poutres pleines, le maximum ε de la charge qu'on pourra transporter est donné par la formule fondamentale

$$\varepsilon = \frac{A}{c^3 (g \operatorname{tg} \alpha)^{3/2}}$$

On résume plus loin, sous le titre résistance de l'air, les calculs qui conduisent à cette formule,

A, quantité constante.

c, poids relatif des appareils mécaniques, c'est-à-dire poids par kilogrammètre et par seconde.

g, poids relatif de la surface portante, c'est-à-dire poids par mètre carré à la vitesse de 1 m. 00 d'un plan perpendiculaire à la direction du mouvement.

α, angle d'attaque.

Pour appliquer cette formule, on avait pris les données fournies par les aéroplanes de laboratoire connus, en particulier par celui de M. Tatin. Depuis cette époque, le perfectionnement des moteurs a permis de réduire leur poids dans une proportion considérable et de faire en quelques années la conquête de l'air.

On se propose ici de montrer que, malgré cette transformation, la même méthode de calcul est applicable ; la formule citée plus haut est applicable, avec une certaine approximation, non seulement aux aéroplanes à poutres pleines, mais encore à un type d'aéroplanes à poutres en treillis dans lequel la hauteur de la poutre varierait proportionnellement aux côtés du longeron.

On établira, en outre, par la méthode employée antérieurement, la formule suivante, s'appliquant à un type d'aéroplanes à poutres en treillis dans lequel la hauteur de la poutre varierait proportionnellement à l'envergure.

$$\varepsilon = \frac{A}{c^2 g^2 \operatorname{tg} \alpha}$$

Si l'on introduit dans ces deux formules les données fournies par es aéroplanes actuellement connus, on trouve que le maximum de la lcharge transportée est dans le 1er cas de 161 k. et dans le 2e de 195 k.

On verra enfin que les lois générales énoncées dans le Mémoire de 1888 ont subsisté, et l'on pourra répéter la conclusion de l'analyse qui lui servait de préface :

« Il faut en retenir plutôt les méthodes que les chiffres, car ceux-ci dépendent du plus ou moins de perfection apportée à la construction des appareils et des progrès continuels de l'industrie. Les lois principales ne pourraient disparaître qu'à la suite d'une transformation complète : telles sont la loi des petits angles d'attaque, celle des petits poids soulevés. Mais il faut noter que ces limites seront de moins en moins resserrées au fur et à mesure qu'on diminuera le poids relatif des appareils mécaniques et celui des surfaces portantes. »

Résistance de l'Air

Dans le Mémoire de 1888, on s'est servi de la formule établie par le commandant Renard d'après les expériences de Hutton et Thibaut sur des plans minces de petites dimensions mobiles autour d'axes fixes.

$$N = kSN^2 (1{,}67 \sin. \alpha - 0.67 \sin.^3 \alpha).$$

N, pression de l'air normale au plan.

S, superficie du plan.

V, vitesse du mouvement.

k, coefficient qui reste constant lorsque les variables restent comprises dans certaines limites.

On avait admis $k = 0{,}1$ pour les vitesses de 6 à 8 m. qu'on obtenait alors. D'après les expériences de M. Canovetti et celles de M. Eiffel, ce coefficient serait voisin de 0,074 pour des vitesses de 16 à 18 m. qui sont aujourd'hui celles de nos aéroplanes.

Mais nous allons voir que, pour appliquer les formules fondamentales qui donnent le maximum de ε et les caractéristiques de l'aéroplane correspondant, il n'est pas nécessaire de connaître la résistance de l'air.

Résumons d'abord les calculs qui conduisent à ces formules.

Les divers éléments de l'aéroplane sont liés par l'égalité

$$Q = kfSV^2 \sin. \alpha \cos. \alpha.$$

f, coefficient de résistance de l'air qui dépend de l'angle α et qui d'après la formule citée plus haut est égal à $1{,}67 - 0{,}67 \sin.^2 \alpha$. Pour de petits angles, il se réduit à 1,67 et pour de grands angles à 1.

S, surface portante, y compris le gouvernail de profondeur.

Q, poids total, y compris les aviateurs.

V, vitesse de l'aéroplane.

On avait supposé le poids M des appareils mécaniques de toute espèce proportionnel à la force en chevaux nécessaire pour produire le mouvement

$$M = cQV\text{tg}\alpha,$$

c a été défini plus haut.

On avait montré que le poids des surfaces portantes d'un aéroplane à poutres pleines est donné par la formule

$$P = gS\left(\frac{Q}{k}\right)^{2/3}$$

g, a été défini plus haut.

La charge transportée est alors :

$$\varepsilon = Q\,(1 - cVtg\alpha) - gS\left(\frac{Q}{k}\right)^{2/3}.$$

$$\varepsilon = Q\,(1 - cVtg\alpha) - g\,\frac{Q}{kV^2f\,\sin.\,\alpha\,\cos.\,\alpha}\left(\frac{Q}{k}\right)^{2/3}.$$

Pour avoir le maximum de ε, annulons la dérivée par rapport à Q. On trouve ainsi une expression de la forme

$$\varepsilon\; AV^3\,(1 - cVtg\alpha)^{3/2}$$

Annulons la dérivée par rapport à V.

On trouve

$$V = \frac{6}{11\,ctg\alpha}, \qquad \varepsilon = \frac{2}{11}\,Q$$

et

$$\varepsilon = \frac{0.0042\,k^{3/2}\,f^{3/2}}{c^3\,(gtg\alpha)^{3/2}}.$$

Nous allons voir maintenant comment on peut appliquer cette formule. Il suffit de connaître un aéroplane fonctionnant dans de bonnes conditions : on en possède actuellement plusieurs qui fournissent des données comparables, et quel que soit leur degré de perfection, on ne peut faire mieux que de mettre à profit les merveilleuses inventions de nos aviateurs.

Prenons un aéroplane de poids total Q, y compris les aviateurs, et de surface S, marchant à la vitesse V ; M, poids des appareils mécaniques, P, poids des surfaces portantes. En supposant α petit, on aura des expressions de la forme

$$tg\alpha = \sin.\,\alpha = \frac{kfSV^2}{Q} = \frac{A}{kf}.$$

$$c = \frac{M}{QVtg\alpha} = Bkf,$$

$$g = \frac{P}{S\left(\frac{Q}{R}\right)^{2/3}} = Ck^{2/3}.$$

En reportant ces valeurs dans la formule fondamentale, on a

$$\varepsilon = \frac{D}{B^3\,(AC)^{3/2}}.$$

Cette expression ne contient ni k, ni f, ni α.

Les frères Voisin ont mis en service un aéroplane dont les caractéristiques sont les suivantes :

$$Q = 600^k, \quad \varepsilon = 150^k, \quad S = 65^{mq},$$
$$V = 16^m 60, \quad M = 300^k, \quad P = 150^k.$$

Nous comprenons dans les surfaces portantes la queue et le gouvernail de profondeur. On verra plus loin que cela ne modifie pas les quantités ε, Q et V.

Introduisons ces données dans nos formules.

$$tg\alpha = \frac{Q}{SV^2} \times \frac{1}{kf}, \quad c = \frac{MSV}{Q^2} \times kf, \quad g = \frac{P}{S} k^{2/3} \left(\frac{1}{2}\right)^{2/3}.$$

On trouve

$$\varepsilon = 0{,}0042\, Q \left(\frac{Q}{M}\right)^{\varepsilon} \left(\frac{Q}{P}\right)^{3/2} = 161 \text{ k}.$$

Les caractéristiques de l'aéroplane capable de porter cette charge s'obtiennent en introduisant les mêmes données dans les égalités énoncées plus haut, et l'on obtient des expressions qui ne contiennent pas les quantités k, f et α.

$$Vm = \frac{6}{11} \times \frac{QV}{M}. \quad Qm = \frac{11}{2} \varepsilon. \quad Sm = Qm \frac{S}{Q} \left(\frac{V}{Vm}\right)^2.$$

Il est utile néanmoins de se rendre compte des valeurs de k, f et α. C'est ce que les aviateurs ont fait par des expériences directes, en appliquant la formule

$$Kf = \frac{Q}{SV^2 \text{ Sin. } \alpha \cos. \alpha}$$

M. Farman a mesuré directement dans une expérience V et α. Il en a déduit kf = 0,34.

On peut se servir également des données qui précèdent, mais il faut y ajouter l'angle α, qui n'est pas bien connu. On l'a évalué à 8°, ce qui conduirait à kf = 0,243. Mais il reste quelque incertitude sur l'étendue des surfaces portantes. Nous avons fait entrer en ligne de compte la queue et le gouvernail de profondeur, ce qui donne 65 mq., tandis que M. Farman a compté 48 mq., seulement. La vérité est sans doute entre ces deux extrêmes.

Il importe de remarquer que l'étendue des surfaces portantes n'entre pas dans les formules qui donnent ε, Vm et Qm. On peut donc à volonté la supposer de 48 mq ou de 65 mq. Cette hypothèse modifie proportionnellement la valeur de Sm, qui comprendra dans le 2e cas la queue et le gouvernail de profondeur.

Poids des Surfaces portantes

Les surfaces portantes adoptées actuellement sont concaves. On les rétrécit dans le sens du mouvement, la pression de l'air diminuant quand on s'écarte du bord antérieur. M. Soreau évalue à 3,2 la valeur de f pour des ailes allongées et à $1{,}50 \times 3{,}2$ la valeur de la même quantité en tenant compte de la concavité.

On peut distinguer le monoplan, le biplan, le multiplan. La formule que nous avons fournie en 1888 s'applique spécialement au monoplan à poutres pleines. Mais nous allons voir qu'elle s'applique avec une certaine approximation à un type d'aéroplanes cellulaires dans lequel la hauteur varierait proportionnellement aux côtés du longeron.

Les dimensions de ces côtés seront fournies par la formule

$$\mathrm{Rabh} = \frac{pX^2}{8}$$

R, résistance à la flexion ; a et b, côtés du longeron ; h, hauteur de l'appareil ; p, pression de l'air par mètre carré ; X, envergure.

Les montants se calculent autrement, comme on le dit plus loin. Mais si l'on a soin de prendre pour point de départ une poutre déjà construite, l'écart portera seulement sur les variations du poids et aura peu d'influence. Le poids des surfaces pourra encore être représenté par l'expression $gS\left(\frac{Q}{k}\right)^{2/3}$. Nous allons d'ailleurs examiner un autre type d'aéroplanes plus avantageux.

Pour alléger la poutre, on peut calculer chaque section par la formule

$$\mathrm{Rabh} = \frac{px^2}{2}$$

x étant la distance à l'extrémité. En intégrant on sera conduit pour le poids des surfaces à une expression de la même forme.

On conçoit qu'il est possible de modifier de diverses manières la loi suivant laquelle on fera varier la hauteur de la cellule. La plus simple consiste à convenir que cette hauteur sera proportionnelle à l'envergure. C'est celle que nous examinerons.

Enfin si on pouvait supposer cette hauteur proportionnelle au carré de l'envergure, la charge transportable n'aurait pas de limite. On peut s'en rendre compte en représentant le poids des surfaces par g s. on obtient

$$\varepsilon = Q\left(1 - cV\mathrm{tg}\,\alpha - \frac{g}{kfV^2 \sin.\alpha}\right)$$

Mais on serait arrêté par la hauteur excessive de l'appareil, qui deviendrait supérieure à l'envergure ; en outre on cesserait d'avoir des poutres en treillis au sens habituel du mot, et les mêmes formules ne s'appliqueraient plus.

Supposons donc l'écartement proportionnel à l'envergure. Les dimensions d'une poutre en treillis seront encore données par l'égalité

$$\text{Rabh} = \frac{p \times^2}{8} \text{ ou bien } \text{Rabh} = \frac{px^2}{2}$$

Si h est proportionnel à X, ab est proportionnel à pX ou à $p\sqrt{S}$. Le poids d'une poutre sera donc représenté par $g_0 pS\sqrt{S}$, ou, en posant $g = g_0 k$, par $g\frac{Q}{k}\sqrt{S}$.

Les nervures principales peuvent être constituées comme les poutres maîtresses par des poutres en treillis. Les montants se calculent plutôt au moyen de l'effort tranchant qui est p x.

Mais supposons qu'on ait soin de laisser aux écharpes ou haubans une inclinaison constante. Construisons l'épure de statique graphique d'une poutre en treillis encastrée à une extrémité et libre à l'autre ; supposons ensuite que l'envergure et la hauteur changent en restant proportionnelles ; on obtient une 2e figure semblable à la première, et par suite les montants varient comme les longerons.

Quant aux tirants ou haubans, et à la voilure, leur poids est assez faible pour être réuni aux autres sans inconvénient.

Nous n'avons fait aucune hypothèse sur le nombre des étages. Il suffit de supposer que chaque poutre en treillis a la hauteur totale de l'appareil. Un mètre courant de poutre supportera la somme des efforts des plans superposés. S'il y en a N, l'effort sera Np ; par contre, le carré de l'envergure X^2 sera proportionnel à la surface $\frac{S}{N}$ du plan supérieur.

Donc $\frac{pX^2}{8}$ sera proportionnel à pS quel que soit le nombre des étages.

Il faut remarquer cependant que le poids total des poutres en treillis s'obtiendra en multipliant pas $\frac{S}{N}$ le poids par mètre carré. Par suite, si on conserve l'expression $g\frac{Q}{k}\sqrt{S}$ la valeur de g sera plus petite

Il peut donc être avantageux d'employer des aéroplanes à plusieurs étages. Mais il ne faut pas oublier que le poids des nervures secondaires augmentera avec leur nombre ou leur portée.

Il serait donc exagéré d'appliquer à un multiplan les données fournies par un biplan.

Avant d'aller plus loin, appliquons la méthode de calcul résumée plus haut à un type d'aéroplanes cellulaires dans lequel la hauteur serait proportionnelle à l'envergure.

On a par cette méthode

$$Q = kf\, Sv^2 \sin.\alpha \cos.\alpha$$

$$M = QcVtg\alpha \qquad P = g\frac{Q}{k}\sqrt{S}$$

$$\varepsilon = Q\,(1 - cVtg\alpha) - g\frac{Q}{k}\sqrt{\frac{Q}{kfV^2 \sin.\alpha \cos.\alpha}}.$$

Annulons la dérivée par rapport à Q, après nous être assurés qu'elle correspond à un maximum.

$$1 - cVtg\alpha - \frac{3g}{2k}\sqrt{\frac{Q}{kfV^2 \sin.\alpha \cos.\alpha}} = O.$$

On en déduit

$$Q = \left(\frac{2k}{3g}\right)^2 (1 - cVtg\alpha)^2 \, kfv^2 \sin.\alpha \cos.\alpha$$

et

$$\varepsilon = \frac{1}{3}Q\,(1 - cVtg\alpha)$$

$$\varepsilon = \frac{1}{3}(1 - cvtg\alpha)^3 \left(\frac{2k}{3g}\right)^2 kfv^2 \sin.\alpha \cos.\alpha.$$

Annulons la dérivée par rapport à V.

$$2/3\,V^{-1/3} - \frac{5}{3}ctg\alpha\,V^{2/3} = O.$$

$$V = \frac{2}{5ctg\alpha}, \qquad \varepsilon = \frac{1}{5}Q,$$

$$\varepsilon = \frac{2^i}{5^5} \times \frac{k^3 f \cos.\alpha}{c^2 g^2 tg\,\alpha}.$$

En supposant α petit, on aura

$$tg\alpha = \sin.\alpha = \frac{Q}{kfv^2S}, \qquad C = \frac{M}{Qvtg\alpha}, \qquad g = \frac{Pk}{Q\sqrt{S}}.$$

Reprenons les données que nous a déjà fournies l'aéroplane Voisin :

$$Q = 600^k, \qquad \varepsilon = 150^k, \qquad S = 65^{mq},$$
$$V = 16{,}60 \qquad M = 300_q \qquad P = 150^k.$$

Nous aurons

$$\varepsilon = 0{,}0051\,Q\left(\frac{Q}{M}\right)^2\left(\frac{Q}{P}\right)^2 = 195^k.$$

On voit que notre dernière hypothèse conduit à un maximum de charge plus élevé que la première. Nous la prendrons donc de préférence comme sujet d'étude dans ce qui va suivre.

Poids du Moteur

Cette question est celle qui domine l'aviation. On n'a pas encore entrevu la possibilité de réduire dans une proportion considérable, soit l'angle d'attaque, soit le poids des surfaces portantes. Le poids des moteurs laisse au contraire un vaste champ à l'activité des inventeurs. Les combustibles possèdent une force latente dont on n'a pu mettre à profit jusqu'à ce jour qu'une partie insignifiante. Un kilogramme de houille développe en brûlant plus de 3 millions de kilogrammètres, et n'en fournit que 400.000 dans une machine à vapeur.

Le moteur à explosions réalise une économie considérable de combustible. En outre il réunit dans un seul organe le générateur et le moteur. Mais un de ses avantages les plus précieux réside dans la rapidité de son mouvement.

Il importe donc d'examiner quelle est l'influence de cette vitesse sur le poids des appareils. Nous avons admis, pour établir la formule fondamentale citée plus haut, que le poids des machines est proportionnel à leur force en chevaux. Cette hypothèse est basée sur ce fait que, pour des raisons d'ordre pratique, une machine d'un type déterminé ne peut marcher convenablement qu'à une vitesse donnée. Le moteur à explosions peut marcher à 1.500 ou 2.000 tours. Au delà de cette vitesse on est arrêté par les frottements et par un échauffement exagéré qui dénature les substances lubrifiantes. Il resterait dans cet ordre d'idées à trouver un produit inaltérable à de hautes températures. On fonde aussi de grandes espérances sur la turbine à gaz tonnant, qui atteint d'énormes vitesses.

Mais, à supposer qu'on ait fait ces découvertes, on marchera par exemple à 4.000 tours, et on évitera les vitesses moindres. Il restera donc exact qu'une machine d'un type déterminé ne peut marcher convenablement qu'à une vitesse donnée. Le travail qu'elle produit est proportionnel à la course du piston et à l'effort exercé par la force d'expansion des gaz. Le poids d'un des cylindres est à peu près proportionnel à ce produit et par suite à la force en chevaux.

Si l'on veut se rendre compte de l'influence de cette vitesse, on supposera que le poids relatif c des appareils mécaniques varie en raison inverse d'une puissance m du nombre de tours N, et l'on remplacera c par $\left(\frac{1500}{N}\right)^m c$. On aura

$$V = \left(\frac{N}{1500}\right)^m \times \frac{2}{5c\,\mathrm{tg}\,\alpha} \quad \text{et} \quad \varepsilon = \left(\frac{N}{1500}\right)^{3m} \times \frac{A}{c^2 g^2 \mathrm{tg}\,\alpha}.$$

On voit que ε et V augmenteraient avec N.

Poids des Appareils mécaniques

Nous allons voir qu'il y a également pour l'aéroplane une vitesse normale, correspondant au maximum de la charge transportée.

L'expression que nous avons donnée

$$V = \frac{2}{5\,\mathrm{ctg}\,\alpha}$$

supposait le poids des appareils mécaniques proportionnel au travail nécessaire par seconde : QVtga. Il faut donc examiner quel est le degré d'approximation de cette hypothèse, que nous avons déjà reconnue vraie pour le moteur.

L'arbre du moteur est proportionnel à sa longueur, qui est peu variable, et au moment de la puissance qui le met en mouvement, comme le moteur ; son poids est peu élevé. Le poids du bâti est proportionnel à celui du moteur, par suite à la force en chevaux.

Pour l'approvisionnement d'essence, il y a une certaine latitude. Il est proportionnel au travail total à faire QVtgat. Si on se donne la durée t, il est proportionnel à la force en chevaux; si on se donne le trajet à parcourir Vt, il est proportionnel à Qtgα.

Les organes de manœuvre, ceux d'atterrissage sont proportionnés à la force vive de l'appareil $\frac{Q}{g}\ \frac{V^2}{2}$. Cependant on peut supposer qu'on soit certain d'atterrir à une vitesse déterminée v, indépendante de celle de marche. Alors le poids des organes d'atterrissage sera proportionné au poids Q. Il y a encore là une certaine latitude.

L'arbre de l'hélice est dans les mêmes conditions que celui du moteur ; l'hélice elle-même rentrerait difficilement dans une formule du même genre. Mais ces poids sont peu élevés, celui de l'hélice est d'environ 15 k.. et il n'y a pas inconvénient à les réunir aux autres.

Pour examiner l'influence de ces divers éléments, remarquons que l'angle a une valeur à peu près imposée de 8°, au-dessous de laquelle on n'est pas parvenu à descendre. Le poids total entre dans les diverses expressions à la 1re puissance, étant donnée la convention que nous avons faite pour l'hélice et pour les arbres. On pourra donc représenter la somme des poids des appareils mécaniques, y compris le moteur, par une expression de la forme

$$Q\mathrm{tg}\alpha\,(a + bV + cV^2 + dV^m),$$

dans laquelle on sait déjà que le poids du moteur entre dans le terme bV.

$$\varepsilon = Q\,[1 - \mathrm{tg}\alpha\,(a + bV + cV^2 + dV^m)] - g\frac{Q}{k}\sqrt{\frac{Q}{kfV^2 \sin.\alpha}}.$$

Par la méthode déjà employée, on trouvera une expression de la forme

$$\varepsilon = AV^2\mathrm{tg}\alpha\left(\frac{1}{\mathrm{tg}\alpha} - a - bV - cV^2 - dV^m\right)^3.$$

Annulons la dérivée par rapport à V

$$\frac{2}{3\,\mathrm{tg}\alpha} - \frac{2}{3}a - \frac{5}{3}bV - \frac{8}{3}cV^2 - \left(m + \frac{2}{3}\right)dV^m = o.$$

Pour V = o, la dérivée est positive. En effet, par hypothèse, on a $\varepsilon > o$, et, par suite, $\frac{1}{\mathrm{tg}\alpha} > a$.

Pour V ∞, la dérivée est négative. Il y a donc une valeur de V qui correspond au maximum de ε. Cette valeur sera la vitesse normale de l'aéroplane, dont on ne pourra s'écarter beaucoup pour les appareils d'un type déterminé. Par suite, chacun des termes du polynome fonction de V que nous avons posé, pourra par approximation, être remplacé par un terme de la forme dVV_1^{m-1} en appelant V_1 la vitesse de l'aéroplane pris comme point de départ, et l'on retombera sur l'expression $cQV\mathrm{tg}\alpha$ (1).

On peut se demander maintenant s'il n'y aurait pas lieu d'étendre davantage la conclusion précédente. Puisque V est peu variable on le supposerait constant et la formule initiale se réduirait à

$$\varepsilon = Q\,(1 - c) - gQ^{3}/_{2}.$$

Cette hypothèse conduit en effet à des valeurs de ε et des caractéristiques qui ne s'écartent pas trop de celles que nous avons obtenues plus haut. On trouve ε = 173 k. et Q = 1.060 k. Mais cela supposerait que la valeur de V la plus favorable est exactement celle de 16 m. 60 que possède l'aéroplane qui nous a fourni les données premières. Nous savons déjà que l'expression $cQV\mathrm{tg}\alpha$ convient pour une grande partie des appareils mécaniques et en particulier pour le moteur. On se rapprochera donc davantage de la vérité en adoptant cette expression pour l'ensemble des appareils mécaniques.

Dans ce qui précède on a supposé la force du moteur proportionnelle au travail à produire par seconde, qui est $QV\mathrm{tg}\alpha$. Les constructeurs

(1) Pour avoir plus de précision, on pourrait calculer séparément a, b, c, d par comparaison avec un aéroplane connu. Mais cette précision ne paraît pas nécessaire pour établir les lois générales. On a vu qu'il restera dans tous les cas une certaine latitude.

tendent à employer des moteurs dont la force nominale est très élevée. Pour se servir des données fournies par leurs appareils, il faut admettre qu'ils ont adopté le coefficient de sécurité le plus favorable. Il est nécessaire en effet d'avoir une réserve de force motrice pour franchir les obstacles et pour parer aux à-coups inévitables du mécanisme.

Vitesse de l'Hélice

Pour l'utilisation de l'hélice, deux systèmes sont en présence. Dans les aéroplanes des frères Voisin, elle est en prise directe ; dans celui de Wilburg Wright elle est indépendante. Dans les premiers, la vitesse commune du moteur et de l'hélice est de 800 ou 1.150 tours ; dans le dernier, celle du moteur est de 1.500 tours, et celle de l'hélice de 450.

Nous allons voir qu'il y a pour l'hélice comme pour le moteur et pour l'aéroplane une vitesse normale, correspondant au maximum de la charge transportée.

Les divers éléments de l'hélice ont la même vitesse de rotation, mesurée par le nombre n de tours par minute. Mais ils ont une vitesse réelle différente rn. On peut établir facilement les relations suivantes :

$$(1) \quad H = R \operatorname{tg}(B + \beta) \qquad (2) \quad V = r\, n \operatorname{tg} B \qquad (3) \quad H\, r\, n = K.$$

$$(4) \quad R = kfsV^2 \frac{\sin.\, \beta \cos.\, (B + \beta)}{\sin.^2 B}.$$

H, composante tangentielle de la pression de l'air sur un élément d'hélice.

s, surface de cet élément.

R, résistance de l'aéroplane, égale à $Q\operatorname{tg}\alpha$.

B, angle défini par l'égalité $\operatorname{tg}B = \frac{V}{r\, n}$.

$B + \beta$, angle de la pression de l'air avec la direction du mouvement de l'aéroplane.

K, travail dépensé par seconde.

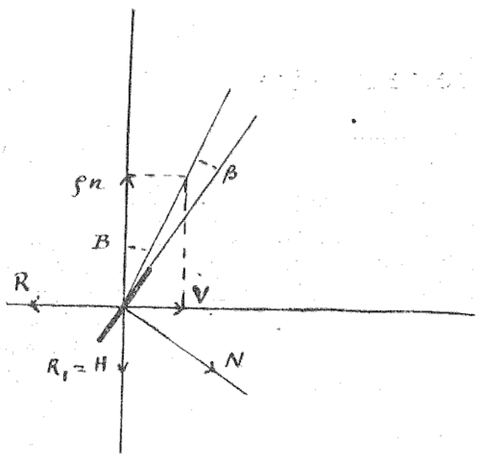
Supposons d'abord qu'on cherche seulement à obtenir la meilleure valeur du rendement, qui est le rapport entre le travail $K = Hrn$ dépensé par l'hélice, et le travail à produire $RV = QV\operatorname{tg}\alpha$. On trouve que le maximum du rendement $\frac{\operatorname{tg}B}{\operatorname{tg}(B + \beta}$ déduit des égalités (1) (2) et (3), a lieu lorsque $2B + \beta = \frac{\pi}{2}$; on trouve également que B doit être petit ; il en résulte que B est voisin de 45° et v n peu différent de V ; et comme V est peu variable, il en est de même de rn. C'est la vitesse normale. On ne tient pas compte dans cette démonstration des frottements ;

on a une valeur approchée du frottement de l'air sur la surface en remplaçant B par B + μ. La cnoclusion est la même.

Ce système correspond à l'hypothèse β = constante.

M. Drzéwiecki lui a donné le nom d'hélice normale.

L'équation (4) montre que le travail utile diminue continuellement lorsque B croît de o à $\frac{\pi}{2} - \beta$.



Le rendement diminue à mesure que B s'écarte de la valeur $\frac{\pi}{4} - \frac{\beta}{2}$. Il y a donc intérêt à employer des hélices de grand diamètre pour lesquelles B diminue lentement, et à limiter la partie active à une certaine distance de l'élément qui donne le maximum de rendement.

Dans l'hélice ordinaire, on suppose le pas P constant. Comme V est le même pour tous les éléments, l'avance $\frac{V}{n}$ et le rendement $\frac{p}{P}$ sont constants. On a alors :

$$\mathrm{tg}\beta = \frac{P - p}{p} \sin. B. \cos. B$$

et l'on peut écrire en supposant $\mathrm{tg}\beta = \sin. \beta$

$$RV = C \frac{\cos. (B + \beta)}{\mathrm{tg}B} = \frac{C}{\mathrm{tg}B \sqrt{1 + K^2 \mathrm{tg}^2 B}}$$

On voit que RV diminue continuellement lorsque B croît de o à $\frac{\pi}{2} - \beta$.

Il y a donc intérêt à employer, comme dans le cas précédent, des hélices de grand diamètre et à les limiter intérieurement à une certaine distance de l'axe.

On pourrait aussi poser la condition que le travail dépensé Hrn soit constant. On a alors

$$K = Hrn = KfsV^3 \frac{\sin. \beta \sin. (B + \beta)}{\sin.^2 B \mathrm{tg}B}$$

et l'on peut écrire

$$\sin. \beta = \frac{A \sin.^2 B \mathrm{tg}B}{\sin. (B + \beta)}.$$

Soit f(B) le 1er membre de l'équation. Il diminue quand B augmente. Donc $f'(B)=o$. Annulons la différentielle du 1er membre

$$\cos. 2\beta\left(\frac{1}{\mathrm{tgB}} + \mathrm{tg}2\beta\right)d\beta + f'(B)\,dB = o,$$

$$\frac{d\beta}{dB} = -\frac{f'(B)\,\mathrm{tgB}}{\cos. 2\beta + \mathrm{tgB}\sin. 2\beta}.$$

Cette dérivée est positive quand B croît de o à $\pi - 2\beta$. Donc β augmente avec B.

Posons $\frac{\mathrm{tg}\beta}{\mathrm{tgB}} = x$. Alors $x^2 + x = \frac{A\sin. B}{\cos.^2\beta}$. Le second membre augmente avec B, par suite il en est de même de x. Donc le rendement $\frac{1 - x\,\mathrm{tg}^2 B}{1+x}$ est toujours décroissant.

On peut traiter d'une manière analogue le cas où le travail utile est supposé constant. On a alors

$$\sin. \beta = \frac{A\sin^2 B}{\cos. (B+\beta)},$$

$$\frac{1}{2}\sin. 2\beta\cos. B - \sin. B\sin.^2\beta - A\sin.^2 B = o.$$

Annulons la différentielle du 1er membre

$$f'(B)\,dB + \cos. (B + 2\beta)\,db = o.$$

$$\frac{d\beta}{dB} = -\frac{f'(B)}{\cos. (B+2\beta)}.$$

β augmente quand B croît de 0 à $\frac{\pi}{2} - 2\beta$.

Or, on a :

$$\frac{\mathrm{tg}\beta}{\mathrm{tgB}} = \frac{\sin.^2\beta + A\sin. B}{\cos.^2\beta}$$

Donc $\frac{\mathrm{tg}\beta}{\mathrm{tgB}}$ augmente et le rendement diminue.

Dans tous les cas, il y a intérêt à employer une hélice de grand diamètre limitée intérieurement à une certaine distance de l'axe.

Mais on rencontre alors d'autres obstacles. Le diamètre est limité par les dimensions de l'aéroplane. Il l'est également par le poids de l'hélice. Donc r est déterminé.

D'autre part, il est reconnu que l'hélice ne doit embrasser qu'un secteur de cercle assez restreint. Au delà d'une certaine limite sa force propulsive reste la même. Sa largeur est donc déterminée. Il en est du nombre de tours comme de la largeur ; au delà d'une certaine limite, l'effet produit n'augmente pas. Le nombre de tours se trouve donc lui-même déterminé.

Nous avons vu que pour l'hélice à angle d'attaque constant, le nombre n est voisin d'une valeur intermédiaire de $\frac{V}{r}$. Pour l'hélice à pas constant, on admet généralement une vitesse de 500 tours. Mais on peut être obligé de s'écarter de ces données pour satisfaire à d'autres exigences.

D'après ce qui précède, il peut y avoir intérêt à laisser l'hélice indépendante du moteur, afin de donner à chacun la vitesse de rotation la plus favorable. Mais en les mettant en prise directe on supprime le poids des transmissions ; en diminuant la vitesse du moteur, on diminue les frottements, qui à 1.500 tours deviennent considérables. Par contre, on renonce à l'emploi de 2 hélices, qui donne plus de stabilité. Il serait sans doute prématuré de se prononcer entre les appareils de ces deux systèmes. Il vaut mieux laisser les hardis champions qui les montent se disputer la victoire.

Angle d'Attaque

Dans la théorie que j'ai présentée en 1888, je n'envisageais que des surfaces planes. Après expérience, les constructeurs se sont prononcés pour des surfaces concaves. C'est un fait bien connu qu'en donnant à un parachute une forme concave on augmente beaucoup la résistance de l'air. Mais si on déplace horizontalement le même parachute, en lui donnant une inclinaison qui est l'angle d'attaque, rien ne permet de compter sur le même résultat. Comme nous l'avons dit, M. Soreau évalue à 1,50 le coefficient de résistance relatif à la concavité. Lilienthal avait expérimenté des surfaces dont la flèche était de 1/12 ; il avait conclu que, sous un angle de 3° environ, la résistance de l'air était perpendiculaire à la corde de la courbure.

En adoptant cette conclusion on devra admettre qu'il n'en est pas de même pour des angles de 8 ou 9°, qu'on réalise actuellement.

Il faut donc distinguer l'angle x d'inclinaison de la surface portante, que les aviateurs appellent angle d'attaque, et l'angle i de la résistance de l'air avec la verticale. Ce dernier n'est pas connu. Mais on a vu plus haut que, pour appliquer les formules fondamentales, il n'est pas nécessaire de connaître ces angles. Dans la théorie, il serait plus exact d'introduire l'angle i : le travail à produire est, en effet QVtgi ; quant à la résistance de l'air, qui est mal connue, on peut y substituer l'angle i à l'angle α, à condition de supposer f déterminé en conséquence. Les calculs seront les mêmes et on arrivera à la formule

$$\varepsilon = \frac{A}{c^2 g^2 \operatorname{tg} i},$$

qui démontre la loi des petits angles.

On doit donc s'efforcer de réaliser de petits angles d'attaque, inférieurs à celui de 8° qui a été obtenu. On augmentera ainsi non seulement la charge transportée, mais la vitesse, qui est donnée par l'expression

$$V = \frac{2}{5 \operatorname{ctg} \alpha}.$$

Cependant, si l'on parvient à diminuer l'angle d'attaque, il peut y avoir intérêt à assigner à V une valeur limite. Alors on supposera V constant, et on cherchera le maximum de ρ par rapport à α. On trouvera ainsi, en supposant α petit

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{1}{4cV}.$$

Il n'y a pas lieu pour le moment d'examiner cette solution. Elle conduit en effet à des valeurs de α inférieures à celles qu'on est en état de réaliser. Néanmoins le moment n'est peut-être pas loin où la loi des petits angles devra être énoncée comme il suit : « pour une vitesse donnée, l'angle d'attaque a une valeur normale qui correspond au maximum de la charge transportée ; cette valeur diminue quand la vitesse augmente, et elle est petite pour les vitesses qu'on envisage actuellement. »

On sera sans doute conduit alors à distinguer des aéroplanes de vitesse et des aéroplanes à poids lourd ; c'est à ces derniers que s'appliquera cette nouvelle loi des petits angles.

Des considérations analogues se présentent si on cherche à réaliser le vol en hauteur.

Supposons que l'on ait construit un aéroplane capable de transporter 195 k. A cette charge correspondront la vitesse et l'angle d'attaque que nous avons déjà indiqués. Supposons que sur ce même aéroplane on retranche une partie de la charge, qu'on y place par exemple 2 aviateurs au lieu de 3. L'appareil s'élèvera alors en l'air comme un ballon qui a jeté du lest et continuera de monter avec la même dépense de combustible et pendant le même temps.

Maximum de la Charge transportée

Nous avons vu que ce maximum est lié intimement à la vitesse du moteur. C'est le moteur à explosion qui a permis de résoudre le problème de l'aviation. Mais cette vitesse une fois acquise, il ne dépend pas du constructeur de l'augmenter. On peut donc dire seulement que la charge transportée augmentera dans une proportion considérable avec la vitesse des moteurs.

Cette question mise à part, il y a lieu de distinguer différentes catégories d'aéroplanes, parmi lesquelles nous avons cité les suivantes :

1° L'hélice est en prise directe sur l'arbre du moteur ;

2° L'hélice est indépendante ;

3° La charpente maîtresse est composée de poutres pleines ou de poutres en treillis, dont la hauteur est proportionnelle aux côtés du longeron.

4° Cette charpente est composée de poutres en treillis dont la hauteur est proportionnelle à l'envergure.

Les données fournies par les voyages aériens faits jusqu'à ce jour ne permettent pas de se prononçer entre les deux premières hypothèses. On ne peut que s'en rapporter aux champions des deux systèmes en présence pour savoir auquel des deux le record doit appartenir définitivement.

Dans la 3e hypothèse, nous avons vu que le maximum de la charge transportée serait de 161 k. tandis que dans la 4e il serait de 195 k. C'est donc à la 4e hypothèse que nous donnerons la préférence.

Nous avons indiqué les caractéristiques de l'aéroplane dans la 3e hypothèse. Dans la 4e, elles se calculeront par la même méthode. On aura

$$Q_m = 5\varepsilon \qquad V_m = \frac{2}{5}\frac{QV}{M} \qquad S_m = S\frac{Qm}{Q}\left(\frac{V}{Vm}\right)^2$$

$$Q_m = 975^k \qquad V_m = 13^m28 \qquad S_m = 164^{mq}$$

Travail utile : 24 ou 25 chevaux. — Force nominale : 52 chevaux.

On arriverait à cette surface de 164 mq, qui comprend la queue et le gouvernail de profondeur, au moyen d'un biplan de 16 m. d'envergure.

Il est clair qu'on peut varier les hypothèses relatives à la forme générale adoptée. On peut, par exemple, augmenter la hauteur sans modifier l'envergure ; on peut profiter de cette augmentation de hauteur pour remplacer le biplan par un triplan. D'après la discussion que nous avons présentée, chacune de ces modifications peut conduire à une augmentation de la charge transportée. Mais on se rend compte aussi qu'elles ne vont pas sans entraîner quelques inconvénients qui peuvent en compenser les avantages.

Le désidératum consisterait à pouvoir transporter une charge donnée d'avance. L'expression qui la représente peut être mise sous la forme

$$\varepsilon = Q\,(1 - A - BQ^m).$$

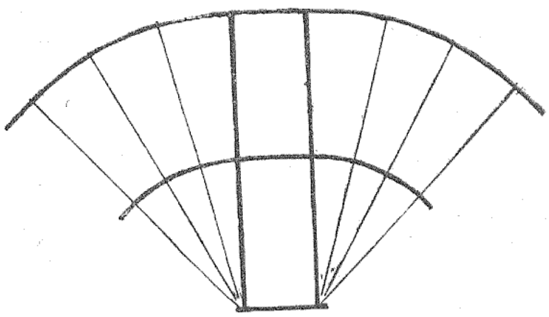
Le perfectionnement des moteurs à explosions a permis de diminuer assez le poids AQ des appareils mécaniques pour arriver à une solution satisfaisante ; mais il reste encore un pas à faire, c'est de réduire l'exposant m, dans le poids BQ^{1+m} des surfaces portantes, à une valeur voisine de o. En effet, le maximum de ε est

$$\varepsilon = (1 - A)\left(\frac{1 - A}{B(1 + m)}\right)^{\frac{1}{m}}\left(1 - \frac{1}{1 + m}\right) < \left(\frac{1 - A}{B}\right)^{\frac{1}{m}}$$

On est parvenu déjà à rendre $1 - A > B$. Pour que ε augmente indéfiniment, il faut que m tende vers o.

Comme nous l'avons dit, si on pouvait supposer que la hauteur de l'appareil augmente en raison du carré de l'envergure, il semble que ε n'aurait pas de limite. Mais nous avons ajouté que la hauteur deviendrait supérieure à l'envergure et que les formules ne seraient pas applicables à ces extrêmes.

On peut imaginer aussi une surface cylindrique ou tronconique, dans laquelle les longerons perpendiculaires à la direction du mouvement seraient des arcs de cercle. Des haubans réuniraient les divers éléments au centre des arcs. Dans ces conditions, le moment de flexion serait nul. Par contre, on aurait un appareil encombrant par sa hauteur et aussi par sa largeur ; car dans un biplan la surface inférieure serait plus petite que la surface supérieure. Pour assurer la stabilité en marche, il faudrait sans doute placer la charge à une certaine hauteur, et par suite renforcer les supports inférieurs.



Enfin on peut imaginer un multiplan dans lequel la hauteur et le nombre des plans varieraient proportionnellement à l'envergure. Comme on l'a vu, le poids des poutres maîtresses serait représenté par $g\left(\frac{2}{N}\right)\frac{Q}{k}\sqrt{S}$, ou par $g\frac{Q}{k}$.

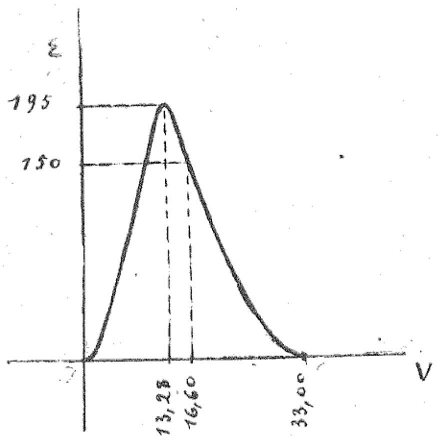
Mais on est limité par le poids des nervures et de la voilure, qui augmente avec S quel que soit N.

Il y a encore une solution, qui consisterait à répartir uniformément le poids total sur la longueur et la largeur de l'aéroplane. On n'est pas entré dans cette voie. Mais remarquons qu'il suffirait de réaliser en partie cette solution, car on pourrait se contenter d'accoler plusieurs aéroplanes.

Variation de la Charge avec la Vitesse et le Poids total

Il reste à examiner comment varie ε si, au lieu de donner à V et Q les valeurs les plus favorables, on choisit à volonté une de ces quantités. Comme nous l'avons dit, il peut arriver par exemple qu'on désire augmenter la vitesse aux dépens du poids transporté.

On a vu que la vitesse correspondant au maximum $\varepsilon = 195^k$ est de 13 m. 28, tandis que les aéroplanes dont on dispose actuellement ont une vitesse de 16 m. 60 correspondant à une charge transportée de 150^k. Reprenons l'expression qui donne la valeur de ε, avant d'annuler la dérivée par rapport à V. On peut la mettre sous la forme :

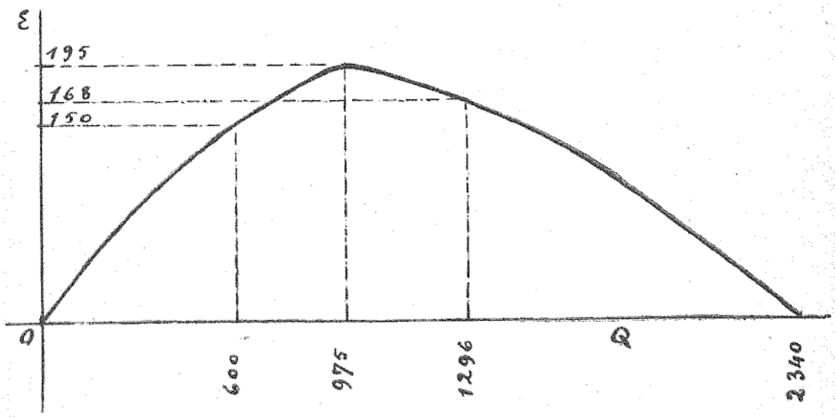


$$\varepsilon = AV^2(1 - cVtg\alpha)^3.$$

On obtient une courbe de la forme ci-contre. Si on s'écarte de la valeur V = 13 m. 28, la charge transportée diminue rapidement, et elle devient nulle pour V = 33 m. 00.

Pour étudier les variations de ε en fonction du poids total Q, il faut reprendre la formule initiale et annuler d'abord la dérivée par rapport à V. On met ainsi ε sous la forme :

$$\varepsilon = Q(1 - 2\sqrt{Actg\alpha Q^{1}/_{4}}).$$



Introduisons les données dont nous nous sommes déjà servis

$$\varepsilon = Q\left[1 - 2\frac{\sqrt{P_1 M_1}}{Q_1}\left(\frac{Q}{Q_1}\right)^{1/_4}\right],$$

$$\varepsilon = Q(1 - AQ^{1/_4}).$$

Si Q s'écarte de quelques centaines de kilos de la valeur 975 qui correspond au maximum de la charge transportée, celle-ci diminue fortement et devient nulle pour $Q = 2.340$ k.

On pourrait prendre pour point de départ un aéroplane différent de celui des frères Voisin. On pourrait choisir aussi un type d'aéroplane dans lequel la hauteur ne serait pas proportionnelle à l'envergure. On obtiendrait alors des limites différentes, mais les principes généraux ne changeraient pas.

CONCLUSIONS

Nous avons été conduit dans cette étude aux conclusions suivantes :

La loi des petits angles d'attaque et celle des petites charges transportées, que j'ai établies en 1888, subsistent encore.

L'angle d'attaque est limité dans la pratique à une valeur au-dessous de laquelle on n'a pas pu descendre et qui paraît être actuellement de 8 à 9°. Dans ces conditions, il y a pour la vitesse de l'aéroplane une valeur normale, qui correspond au maximum de charge transportée. Mais si l'on parvient à diminuer l'angle d'attaque, on pourra être amené à distinguer entre les aéroplanes de vitesse et les aéroplanes à poids lourd ; pour ces derniers, la vitesse V sera fixée d'avance, et l'angle d'attaque aura une valeur normale $\frac{1}{4cV}$ correspondant au maximum de la charge transportée.

Des considérations analogues s'appliquent au vol en hauteur. Lorsqu'on dispose d'un appareil capable de transporter une charge connue, il suffit de diminuer cette charge pour que l'appareil s'élève avec la même dépense de combustible pendant toute la durée du voyage. Il en sera ainsi par exemple quand on ne placera qu'un aviateur sur un aéroplane construit pour en porter deux. Mais pour franchir un obstacle, ou parer aux à-coups inévitables du mécanisme, on ne connaît pas d'autre moyen que de posséder une réserve de force motrice.

Pour diminuer le poids des appareils mécaniques, il faudrait construire des moteurs utilisant plus complètement la chaleur dégagée par la combustion, et marchant à un plus grand nombre de tours. Il paraît nécessaire pour cela qu'on ait découvert une substance lubrifiante ne s'altérant pas à de hautes températures. On fonde aussi de grandes espérances sur la turbine à gaz tonnant, qui atteint d'énormes vitesses.

Pour l'hélice, deux systèmes sont en présence : dans l'un elle est en prise directe, dans l'autre elle est indépendante. On ne peut dire encore dans quelle mesure il convient d'augmenter ou de diminuer la vitesse des moteurs et celle des hélices, et par suite on ne peut se prononcer entre les deux systèmes.

Quelle que soit la légèreté des moteurs, on ne peut, sans alléger aussi les surfaces portantes, réaliser le désidératum, qui consisterait à pouvoir transporter une charge donnée quelconque. Les poutres en treillis sont plus avantageuses que les poutres pleines, malgré la résistance que l'air oppose aux barres et aux écharpes. On peut considérer divers types d'appareils cellulaires. Si la hauteur varie proportionnellement à l'envergure, la charge transportée peut atteindre 195 k. Pour qu'elle puisse atteindre une valeur illimitée, il faudrait que le poids de la surface portante fût proportionnel à la première puissance de cette surface et non à une puissance supérieure. On peut proposer, pour se rapprocher de cette conception théorique, divers types d'appareils, par exemple un multiplan, ou bien une surface cylindrique ou tronconique. Dans chaque cas on voit apparaître des poids supplémentaires, qui peuvent compenser l'allègement obtenu.

Il y a une dernière solution, qui n'est pas entrée dans le domaine de la pratique. Elle consisterait à répartir uniformément le poids total sur la longueur et la largeur de l'aéroplane. On peut enfin se contenter de réaliser en partie cette solution, puisqu'il suffirait d'accoler plusieurs aéroplanes. La difficulté est de faire conduire plusieurs appareils par un seul pilote.

La parole est aux aviateurs. C'est à eux qu'il appartient de mettre en évidence, dans leurs vols audacieux, le type d'aéroplanes qui permet de transporter la charge la plus considérable.

Commandant L. FARAUD.

Imprimerie Moderne. — Laval-Paris.

Cet ouvrage abondamment documenté et illustré n'est pas une compilation hâtive ; c'est un travail qui prouve combien ces questions sont familières à l'auteur, dont les recherches et les expériences personnelles en aérostation sont bien connues. Le *Constructeur d'appareils aériens* constitue donc un livre qui vient à son heure. Il présente la plus grande utilité pour les chercheurs et les amateurs, car c'est le seul manuel véritablement *pratique* de la construction des modèles d'aéronautique et d'aviation qui soit encore sorti de la plume d'un technicien. Il ne contient, en effet, que peu ou pas de formules, et peut être lu, par suite, par tout le monde, les théories mathématiques ayant été réduites à leur plus simple expression pour donner tout le développement voulu aux explications d'ordre pratique intéressant plus directement les personnes voulant entreprendre la construction d'un appareil aérien quelconque.

TABLE DES MATIÈRES

YVES. — Aviation sans formules. Piècette en 2 actes expliquant tout à fait simplement les secrets de l'aviation. Historique de l'aviation. Dictionnaire des mots utiles à connaître. 1 vol. in-8 br. avec fig. et pl. 1909 . . . . **2** fr.

FARAUD. — Force portante de l'aéroplane. 1 vol. in-8 br. avec fig. 1909 . . . . **2** fr. **50**

MAXANGE (de). — **Louis Blériot.** Sa traversée, description de son appareil, son moteur. Une br. in-8 avec fig. 1909. . **0** fr. **50**

SOREAU (R.). — **Etat actuel et avenir de l'aviation.** 1 vol. in-8 br. avec 50 fig. et 1 pl. 1908 . . . . **4** fr.

KRESS (W.). — **Comment l'oiseau vole, comment l'homme volera.** Traduit par R. Chevreau. 1 vol. gr. in-8 br. avec 38 fig. 1909. . . . . **3** fr. **50**

DRZEWIECKI (S.). — **Des hélices aériennes.** Théorie générale des propulseurs hélicoïdaux et méthode de calcul de ces propulseurs pour l'air. 1 vol. gr. in-8 br. 1909. . . . . **2** fr. **50**

MICCIOLLO (A.). — **Aéronef dirigeable plus lourd que l'air** (Hélicoptère). Hélice-disque ou hélice à deux formes, description, rendement énorme. Influence du vent sur la marche de l'aéronef, 2e édit. 1 vol. gr. in-8 br. avec 1 pl. 1908. . . . . . . **1** fr. **50**.

ESTIENNE & GALLIE. — L'aviation à la portée de tous. « Ce qu'il faut savoir ». Gr. in-8 br. avec fig. 1909 **0** fr **50**

PIRAUD (P.). — **Les secrets du coup d'ailes.** Essai de construction d'une machine aérienne. 2e édit. 1 vol. gr. in-8 br. avec 25 planches et 102 fig. 1909 . . . . **7** fr. **50**

L.-A. BOISSET

NAVIGATION AÉRIENNE

L'Aéronef Dirigeable Indéformable

" Aussi lourd que l'Air "

Les Dirigeables : Giffard, Dupuy de Lôme, Tissandier, Ct Renard Cappazza, Santos-Dumont.
Ballons Sondes : L'Hermite, G. Besançon.
Les Principes : Plus léger, plus lourd et aussi lourd que l'air. Gr. in-8 broché, avec fig . . . . **0** fr. **75**

ESTOURNELLES DE CONSTANT (d') **PAINLEVÉ, Ct BOUTTIAUX** et divers collaborateurs. — **Pour l'aviation.** L'action parlementaire, les dirigeables, les aéroplanes, l'aviation et la science, la guerre et la paix, le tourisme aérien, la navigation aérienne, 3e édit. 1 vol. in-12 br. avec nombr. fig. 1909 . **3** fr. **50**

AMANS (P.) — **Etudes expérimentales sur les Zooptères.** Les flexions et courbures des ailes ; études anémométriques et dynamométriques des hélices aériennes. 1 vol. gr. in-8 br. avec 38 fig. 1909 . . . . **2** fr. **50**

BAUDRY DE SAUNIER (L.). — **Éléments de locomotion aérienne.** Etude à la portée de tous les appareils de locomotion aérienne : ballons libres, ballons dirigeables, aéroplanes. Description complète des principaux appareils et explication détaillée de leur fonctionnement. 1 vol. gr. in-8. relié percaline, avec 97 fig., 1909 . . . . **5** fr.

DRZEWIECKI (S.). — **De la nécessité urgente de créer un laboratoire d'essais aérodynamiques** destiné à fournir aux aviateurs les éléments nécessaires à la construction des aéroplanes, et de la manière d'organiser ce laboratoire. Gr. in-8 br. 1909 . . . . **0** fr. **75**

GRAFFIGNY (H. de). — **Les aéroplanes.** Historique, calcul et construction des aéroplanes. 1 vol. in-8 br. 43 fig. 1909. . **4** fr.

BOUTTIEAUX (Le Ct). — **La navigation aérienne par ballons dirigeables.** 1 vol. in-8 avec nombr. fig. 1909. **2** fr. **75**

BERGET. — **La route de l'air.** Aéronautique, aviation. Histoire, théorie, pratique. 1 vol. in-8 carré avec 66 fig. 1909 . . . **15** fr.

VENTOU-DUCLAUX. — **L'aviation expliquée.** Ouvrage de vulgarisation renfermant un dictionnaire des termes couramment employés en aviation. 1 vol. in-12 br. avec fig. 1909 . . **1** fr. **75**

LA LANDELLE (de). — **Dans les airs. Aérostation et aviation.** Etudes aérostatiques. Parachutes. Hélicoptères. Cerfs-volants. Aéroplanes. Orthoptères. 1 vol. in-12 br. . . **3** fr. **50**

ESPITALLIER (Lt-Colonel). — **La technique du ballon.** 1 vol. in-12 rel. percal. 108 fig. 1907. . . . . **5** fr.

ROLLS. (A.-R. Garnier). — **Comment vole un aéroplane.** 1 vol. in-8 br. avec 45 fig. et 8 hors-texte 1909 . . . . **2** fr. **50**

MICCIOLLO (A.). — **Qualités que devront posséder les aéroplanes et les hélicoptères de l'avenir.** Etude sur l'hélice. 1 vol. in-8 br. 1909 . . . . **3** fr. **50**

TATIN (V.). — **Éléments d'aviation.** Les expériences d'aviation de Wilbur et d'Orville Wright. Description de l'aéroplane Wright. 1 vol. gr. in-8 br. avec 61 fig. 1909 . . . . **3** fr.

SÉE (Alex.). — **Le vol à voile et la théorie du vent louvoyant.** Gr in-8 br. 24 fig. 1909 . . . . **1** fr.

PEYREY (F.). — **Les oiseaux artificiels,** avec une préface de Santos-Dumont. 1 vol. in-8 br., 253 fig., couvert. ill. 1909. **12** fr. **50**

LELASSEUX et MARQUE. — **L'aéroplane pour tous** suivi d'une note de M. P. Painlevé, sur les deux écoles d'aviation, 12e édit., 1 vol. in-8 br. avec 27 fig. et pl. 1909. . . . . . **2** fr.

Verneuil (Eure). — Im. L'hotellier.

Imp. Moderne. — Laval-Paris.