FORMULAIRE
POUR LA
CONSTRUCTION
DES AÉROPLANES

PAR

A. GUIRONNET
Ingénieur des Arts et Manufactures.

PARIS
LIBRAIRIE AÉRONAUTIQUE
ÉDITEURS
32, Rue Madame.

FORMULAIRE

pour la

CONSTRUCTION DES AÉROPLANES

CHAPITRE PREMIER

Résistance de l'air.

Résistance de l'air. — Une surface que l'on déplace dans l'air avec une certaine vitesse, éprouve de la part de l'air une résistance à son mouvement.

Première loi, ou loi du carré de la vitesse. — Si à un instant t, tous les points de la surface ont une même vitesse V, on admet généralement que, toutes conditions égales d'ailleurs, la résistance de l'air sur la surface est proportionnelle à V^2.

Cela résulte des raisonnements de Newton, Poncelet, ou plus récemment de MM. Vallier, Marcel Desprez, Tatin et des résultats trouvés par un grand nombre d'expérimentateurs, Coulomb, Borda, etc.

Cependant les expériences de M. Eiffel ont montré que la résistance de l'air est proportionnelle à une puis-

sance de V croissante avec la vitesse, et passant par la valeur 2 pour une vitesse de 33 mètres à la seconde.

La loi énoncée est néanmoins applicable, dans les limites de vitesse qui intéressent l'aviation.

Deuxième loi ou loi des surfaces. — La résistance de l'air sur une surface est proportionnelle à son aire.

La considération, dans les raisonnements précédemment cités, du cylindre d'air refoulé, de la quantité de mouvement de la masse d'air intéressée, confirment cette loi.

D'après certains expérimentateurs, la résistance serait proportionnelle, non pas à S, mais à $S^{1.1}$.

M. Eiffel indique que la résistance dépendrait, non pas uniquement de l'aire de la surface, mais aussi de son périmètre. C'est ainsi que si l'on découpe une plaque en treillis, on accroît sa résistance.

M. Carlo Bourlet a judicieusement fait remarquer que l'influence du périmètre se fait sentir par une augmentation ou une diminution de la poussée proportionnelle à ce périmètre *l*, et qu'on peut, par une expérience quelconque, écrire :

$$KS = Sx \pm ly$$

$$K = x \pm \frac{l}{S} y$$

x et *y* étant deux constantes, indépendantes des dimensions de la surface.

Cette interprétation trouve une heureuse confirmation dans les expériences de M. Eiffel. Pour les plans carrés, on peut en effet écrire :

$$K = 0{,}082 - 0{,}0009 \frac{l}{S}$$

Pour les cercles :

$$K = 0{,}082 - 0{,}0010 \frac{l}{S}$$

Voici les résultats trouvés par M. Eiffel pour des plaques normales au vent.

SURFACES	$\frac{1}{16}$ m²	$\frac{1}{8}$ m²	$\frac{1}{4}$ m²	$\frac{1}{2}$ m²	1 m²
Cercle.....	0,068	0,071	0,074	0,077	»
Carré.....	0,070	0,072	0,075	0,077	0,079
Rectangle	»	0,073	0,075	»	»
Rectangle allongé..	0,073	0,074	»	»	»

Mais la loi reste applicable, comme première approximation.

Déplacement orthogonal d'une surface. — On appelle déplacement orthogonal d'une surface plane le déplacement de cette surface dans une direction perpendiculaire à son plan ; pour une surface de révolution, ce sera le déplacement de la surface dans la direction de l'axe de révolution.

D'après ce que nous avons vu, la résistance de l'air, pour le déplacement orthogonal d'une surface, sera donnée par la formule :

$$R = \varphi SV^2$$

S, aire de la surface ;

V, vitesse de translation.

φ, un coefficient, dépendant de la forme et de la nature de la surface.

Valeur du coefficient φ. — En se basant sur des considérations théoriques, on a cherché à exprimer φ, en fonction de la densité de l'air.

Poncelet a posé :

$$\varphi = \frac{d}{2g},$$

g étant l'accélération de la pesanteur.

MM. Vallier et Marcel Deprez donnent :

$$\varphi = \frac{d}{g}.$$

Pour M. Macaluso :

$$\varphi = \frac{2d}{g}.$$

En faisant : $d = 1{,}293$; $g = 9{,}81$, on en déduit suivant les hypothèses :

$\varphi = 0{,}065$.....	Poncelet, Tatin.
$\varphi = 0{,}13$.....	Vallier.
$\varphi = 0{,}264$.....	Macaluso.

Dans leurs expériences :

Coulomb et Borda ont trouvé ...	$\varphi = 0{,}13545$
Le Colonel Renard a trouvé....	$\varphi = 0{,}085$
Par l'expérience du parachute...	$\varphi = 0{,}13$
Van Lössel.....	$\varphi = 0{,}103$
Langley.	$\varphi = 0{,}08475$

M. Eiffel, dans ses expériences, a trouvé pour φ des nombres compris entre 0.06 et 0,08.

Voici, par exemple, les résultats trouvés pour des cercles de 1/16 m² et de 1/2 m².

HAUTEUR de CHUTE	Cercle. — Diamètre 0m,282. — Surface $\frac{1}{16}$ m².			Cercle. — Diamètre 0m,798. — Surface $\frac{1}{8}$ m²		
	Pression R	Vitesse V	$\frac{R}{SV^2}$			
m.	Kos.	m. sec.		Kos.	m. sec.	
20	1,41	19,04	0,063	13,8	18,88	0,078
40	2,86	26,44	0,065	25,4	25,40	0,079
60	4,08	32,06	0,064	35,5	30,10	0,079
80	5,17	36,51	0,062	42,9	33,30	0,077
75	6,12	39,22	0,064	48,6	35,29	0,078

M. Eiffel indique pour φ une valeur moyenne :

$$\varphi = 0{,}074,$$

la valeur :

$$\varphi = 0{,}085$$

trouvée par le colonel Renard étant un maximum.

La formule de la résistance, pour le déplacement orthogonal d'une surface devient :

$$R = 0{,}074\ SV^2$$

ou :

$$R = 0{,}085\ SV^2.$$

Déplacement d'une surface inclinée sur sa trajec-

α étant l'incidence du plan sur sa trajectoire ; Q la

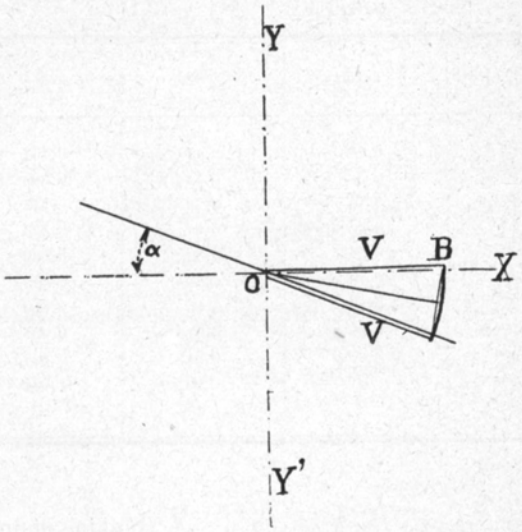


Fig. 1.

masse d'air intéressée par le mouvement de la surface dans l'unité de temps ; ρ le poids spécifique de l'air :

Pour $\alpha = 90°$.

$$F_X = \frac{\rho Q V}{g}.$$

La pression est alors égale au poids d'une colonne de fluide qui aurait pour base l'aire de la section du jet, et une hauteur double de la hauteur due à la vitesse.

Formules de M. Vallier (*fig.* 2). — Soit une surface ayant un mouvement de translation quelconque avec la vitesse V.

Soit une masse d'air animée d'une vitesse V_1, dans laquelle se meut la surface.

La vitesse relative de l'air par rapport à la surface sera W. Soit δ l'angle de V et de V_1. On suppose que

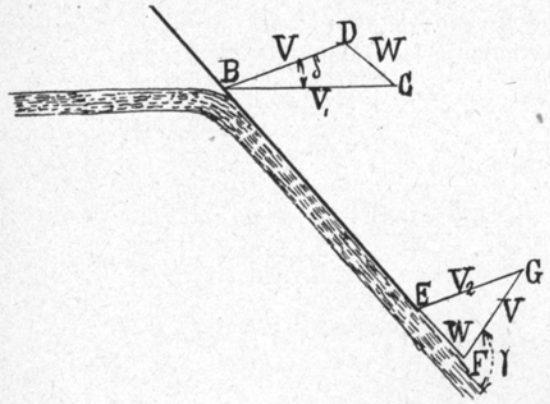


Fig. 2.

la masse d'air déviée garde sa vitesse W. La vitesse de la surface étant v, la vitesse absolue de l'air sera V_2. Soit γ l'angle de V avec W à la sortie.

En projetant sur un axe parallèle au mouvement et sur un axe perpendiculaire, on a :

$$F_X = \frac{\rho Q}{g}(V_1 \cos\delta - V - W\cos\gamma).$$

$$F_Y = \frac{\rho Q}{g}(V_1 \sin\delta - W\sin\gamma).$$

Quant à Q volume du jet rencontré par la surface, il est égal à AW, A étant l'aire de ce jet.

Dans le triangle EFG, on a de plus la relation :

$$V_2^2 = V^2 + W^2 + 2VW\cos\gamma.$$

Dans ce calcul, on a admis que tout le jet descend ; il se partage en réalité en deux jets Q′ qui descend en subissant la déviation α et Q″ qui monte en subissant la déviation $\pi + \alpha$. Le jet total :

$$Q = Q' = Q''.$$

Posons :

$$Q' - Q'' = \lambda Q \cos\alpha$$

λ sera fonction de α. Il vient :

$$F_X = \frac{\rho}{g} QV (1 - \lambda \cos^2\alpha)$$

$$F_Y = \frac{\rho}{g} QV\lambda \sin\alpha \cos\alpha.$$

La résultante R a pour valeur :

$$R = \frac{\rho}{g} QV \sqrt{\sin^2\alpha + (\lambda - 1)^2 \cos^2\alpha}$$

et son inclinaison sur la direction du jet est :

$$\operatorname{tg}\theta = \frac{\lambda \sin\alpha \cos\alpha}{1 - \lambda\cos^2\alpha}.$$

Formules de M. Marcel Deprez. — M. Marcel Deprez, en appliquant le théorème de la projection de la quantité de mouvement, sur un axe parallèle au mouvement et un axe perpendiculaire, à la masse d'air

comprise entre deux volets d'un aéroplane à persiennes, a donné les deux formules suivantes (*Fig.* 3.) :

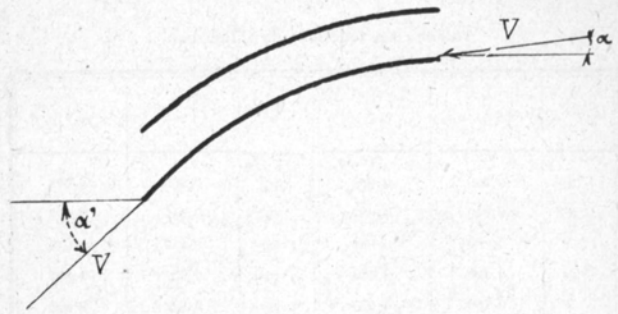


Fig. 3.

$$F_X = \mu SV^2 (\cos\alpha - \cos\alpha')$$

$$F_Y = \mu SV^2 (\sin\alpha - \sin\alpha')$$

μSV étant la masse qui passe par les volets consécutifs en une seconde.

Expériences de Lilienthal. — Otto Lilienthal, expérimentant une surface de courbure $\frac{1}{12}$, définit la résistance de l'air sur cette surface par ses deux composantes T et N dirigées, l'une suivant la corde, l'autre suivant la normale à la corde.

Il posait :

$$N = 0{,}13\, SV^2\eta_i$$

$$T = 0{,}13\, SV^2\theta$$

η_i et θ étant deux fonctions de l'inclinaison i, de la corde sur la trajectoire.

Lilienthal a déterminé η et θ par une série d'expériences, dont le résultat est consigné dans le tableau suivant :

Valeurs des fonctions de Lilienthal.

i	η	θ	i	η	θ
— 9°	0,000	— 0,070	16°	0,909	0,075
— 8°	0,040	— 0,067	17°	0,915	0,073
— 7°	0,080	— 0,064	18°	0,919	0,070
— 6°	0,120	— 0,060	19°	0,921	0,065
— 5°	0,160	— 0,055	20°	0,922	0,059
— 4°	0,200	— 0,049	21°	0,923	0,053
— 3°	0,242	— 0,043	22°	0,924	0,047
— 2°	0,286	— 0,037	23°	0,924	0,041
— 1°	0,332	— 0,031	24°	0,923	0,036
0°	0,381	— 0,024	25°	0,922	0,031
1°	0,434	— 0,016	26°	0,920	0,026
2°	0,489	— 0,008	27°	0,918	0,021
3°	0,546	0	28°	0,915	0,016
4°	0,600	0,007	29°	0,912	0,012
5°	0,650	0,014	30°	0,910	0,008
6°	0,696	0,021	32°	0,906	0
7°	0,737	0,028	35°	0,896	— 0,010
8°	0,771	0,035	40°	0,890	— 0,016
9°	0,800	0,042	45°	0,888	— 0,020
10°	0,825	0,050	50°	0,888	— 0,023
11°	0,846	0,058	55°	0,890	— 0,026
12°	0,864	0,064	60°	0,900	— 0,028
13°	0,879	0,070	70°	0,930	— 0,030
14°	0,891	0,074	80°	0,960	— 0,015
15°	0,901	0,076	90°	1.000	0

M. Soreau a déduit les valeurs des composantes verticale et horizontale F et H, des fonctions η et θ de Lilienthal par les formules :

$$F = 0{,}13\,SV^2\,(\eta\cos i \pm \theta\sin i)$$

$$H = 0{,}13\,SV^2\,(\theta\cos i \pm \eta\sin i).$$

En posant :

$$\alpha = i + 8°\,45$$

ces valeurs peuvent se représenter entre 0 et 15° par :

$$F = 0{,}333\,\alpha\,(0{,}8 + \alpha)\,SV^2$$

$$H = 0{,}0095 - 0{,}435\,(\alpha - 0{,}03)\,SV^2$$

Comme formules approchées, entre 3° et 12°.

$$F = 0{,}333\,SV^2\alpha$$

$$H = 0{,}333\,SV^2\,(\alpha^2 - 0{,}0315).$$

Formules de M. A. Goupil. — M. Goupil définit aussi la résistance de l'air sur une surface voilure par ses composantes Q normale à la trajectoire et F suivant la trajectoire, et il pose :

$$Q = K\delta SV^2 q$$

$$F = K\delta SV^2 t$$

δ étant la densité de l'air :

On pourra déterminer les fonctions q et t de i par des expériences sur modèles réduits.

On tracera les courbes de p et de q.

Ces diagrammes permettront de calculer Q et F.

On prendra dans ces formules :

$$K = 0{,}065.$$

Influence de l'allongement de la voiture. — M. Soreau, pour tenir compte de l'allongement de la voilure, pose :

$$R = \varphi S V^2 \lambda \sin i$$

φ étant un coefficient qui dépend de l'allongement de la voilure. On aurait :

$$\lambda = 1 + \frac{1 - m \operatorname{tg} i}{\frac{1}{(1+m)^2} + \frac{2m}{1+m} \operatorname{tg} i + 2 \operatorname{tg}^2 i}$$

$m = \frac{b-a}{b+a}$, a dimension du plan dans le sens du courant ; b, dimension du plan en travers du courant.

M. Goupil, précédemment, avait donné une formule analogue où :

$$\lambda = 1 + \frac{2}{1 + \frac{a}{b}} (1 - \sin i)^{1,40}$$

Position du centre de pression. — La position du point d'application de la résistance de l'air est mal connue.

Pour un plan, on emploie généralement la formule de Joessel :

$$d = a\,(0{,}20 + 0{,}30 \sin i)$$

d = distance du centre de pression au bord d'attaque ;
a = dimension du plan dans le sens du courant ;
i = angle d'incidence.

M. Soreau donne la distance y du centre de pression au centre de figure :

$$y = \frac{a}{4\,(1 + 2 \operatorname{tg} i)}$$

mais adopte, pour de faibles inclinaisons, la formule linéaire :

$$y = l - mi$$

Expériences de M. Eiffel. — M. Eiffel, dans de nouvelles expériences, exécutées avec un dispositif très ingénieux, en opérant sur une surface cylindrique, de section circulaire avec une flèche de 2/27, une corde de 150 mm. et une largeur de 900 mm., a trouvé les résultats consignés dans le tableau de la page 16.

Dans ce tableau, l'angle i est l'angle de la corde avec le courant.

Répartition de la pression sur une surface plane. — Sur une surface rectangulaire, la pression est la même le long d'une horizontale, mais varie du bord d'attaque au bord de sortie.

M. Carlo Bourlet donne, pour représenter cette variation, la formule pratique suivante, applicable aux petits angles d'incidence :

$$p = K S v^2 \frac{i}{x^{2/3}} \qquad (1)$$

i étant l'angle d'incidence exprimé en radiants, x la distance du point considéré au bord d'attaque.

Pour la poussée totale, on aurait la formule :

$$P = K S v^2 i \left(\frac{lo}{l}\right)^{2/3} \qquad (2)$$

l étant la largeur de la surface considérée dans le sens de la marche ;

lo étant la largeur de la surface qui a servi à déterminer K.

Valeurs de l'angle d'inclinaison : i	Distance au bord d'attaque du point d'application de la résistance : d	Valeur de la résistance totale : R	Coefficient de résistance totale de l'air : K	Coefficient de résistance horizontale : K_x	Coefficient de résistance verticale : K_y	Angle de la résistance avec la verticale : t	Angle de la résistance avec la normale : $t - i$	Valeur du rapport $\frac{K_y}{K_x}$
0°	77 m/m	0k454	0,034	0,003	0,033	5°8	5°8	9,70
5°	67	0k748	0,055	0,006	0,054	6°2	1°2	9,25
10°	57	0k988	0,073	0,009	0,072	7°2	— 2°8	7,92
15°	55	1k062	0,078	0,017	0,076	12°3	— 2°7	4,46
20°	64	0k969	0,072	0,025	0,067	19°9	— 0°1	2,75
30°	68	0k854	0,071	0,034	0,062	29°7	— 0°3	1,75
45°	69	0k959	0,071	0,049	0,051	44°	— 1°	1,03
60°	69	0k984	0,073	0,063	0,037	59°4	— 0°6	0,59
75°	71	1k020	0,075	0,073	0,020	74°8	— 0°2	0,27
90°	75	1k030	0,076	0,076	—	90°	0°	0

CHAPITRE II

Dynamique de l'aéroplane.

Nous venons de voir qu'une surface, qui se déplace en restant inclinée d'un angle i sur sa trajectoire subit de la part de l'air, une réaction verticale F et une réaction horizontale R.

Le déplacement de la surface peut être obtenu en la tirant au moyen d'une corde : nous avons le cerf-volant.

On peut obtenir ce déplacement en lui appliquant la traction ou la poussée d'une hélice, reliée avec elle d'une façon invariable, et mue par un moteur qu'elle supporte : nous aurons l'aéroplane.

Sous l'action de cette traction, l'aéroplane se meut, et son centre de gravité prend une vitesse V inclinée d'un angle β sur l'horizontale ; β est la pente de la trajectoire.

Si $\beta = 0$, l'aéroplane a une marche horizontale, si β est positif, il monte, si β est négatif, il descend.

A chaque instant, une droite fixée invariablement à l'appareil fera avec l'horizontale un angle θ.

L'aéroplane, pris en dehors d'un virage, est un système matériel présentant un plan de symétrie et soumis à des forces symétriques par rapport à ce plan. Il se déplace en restant symétrique par rapport à ce plan, son centre de gravité restant dans ce plan.

Son mouvement sera connu, si l'on connaît à chaque instant β, V, θ.

Ces trois quantités sont les coordonnées du mouvement.

Connues, elles permettent de déterminer la trajectoire.

β et V déterminent le mouvement du centre de gravité;

θ détermine la position de l'aéroplane autour du centre de gravité.

Les forces symétriques qui agissent sur l'aéroplane donnent des résultantes situées dans le plan de symétrie.

Il en est de même des forces d'inertie.

En écrivant que l'aéroplane est en équilibre sous l'action des forces données et des forces d'inertie, on obtient trois conditions d'équilibre, par conséquent trois équations entre β, θ, V, ce qui détermine ces trois quantités.

En écrivant les conditions de réalité des racines, on obtient les conditions nécessaires pour que l'appareil puisse voler.

Les données du problème seront les dimensions de l'appareil, le poids P, la traction T de l'hélice, supposée indépendante (en réalité T est une fonction de V).

On pourra modifier la marche de régime de l'aéroplane, en faisant varier T; on peut aussi modifier la position relative de la traction et de la voilure, en faisant varier δ, angle de T avec la ligne de plus grande pente de la voilure.

On pourra prendre pour angle θ, l'angle de l'axe de l'hélice avec l'horizontale.

On pourra encore définir la position de l'aéroplane

autour de son centre de gravité par l'angle que fait la voilure avec l'horizontale.

Cet angle est :

$$\theta = \alpha + \beta.$$

β étant la pente, α est l'angle de la voilure avec la trajectoire.

Cet angle α a une grande importance, puisque les réactions sur la voilure en dépendent.

L'angle α pourra aussi servir à définir le mouvement autour du centre de gravité; α est l'angle d'attaque.

Suivant les auteurs, les équations d'équilibre prennent des formes différentes; quelques-uns même ne font intervenir qu'une ou deux de ces équations. Il sera nécessaire de faire intervenir les trois conditions, toutes les fois que l'on voudra étudier d'une manière complète la marche en équilibre de l'aéroplane dans son plan de symétrie.

Nous allons passer rapidement en revue, en les résumant brièvement, les différentes théories émises.

Théorie du capitaine Ferber. — Dans une théorie très élémentaire, le capitaine Ferber donne deux conditions d'équilibre : 1° une condition de sustentation; 2° une condition de traction.

La première est :

$$P = KSV^2 \sin \alpha.$$

S étant la surface en mètres;
P le poids en kilogs;
V la vitesse en mètres-secondes;
α l'angle d'attaque;
K le coefficient de la résistance de l'air.

La deuxième est :

$$F = \frac{P}{m}$$

F, effort en kilogs nécessaire pour faire voler un aéroplane ;

m, un coefficient qui peut varier de 3 à 5.

De ces équations, Ferber déduit le travail en kilogrammètres :

$$\mathfrak{T} = \frac{PV}{4}$$

En comptant sur un rendement de 50 0/0 pour le propulseur, la puissance nécessaire sera :

$$H = \frac{PV}{2}$$

Ferber a fait, en développant la méthode du professeur Bryan, une théorie plus complète, dont nous indiquons les conclusions.

(Voir, pour la démonstration, les Calculs du capitaine Ferber.)

1° Quand un aéroplane sans moteur décrit une ligne droite, l'angle d'attaque reste constant ; on ne peut le modifier qu'en touchant à la répartition des poids, ou à un gouvernail de profondeur (qui déplace la surface nuisible).

Ferber considère les projections des surfaces constitutives de l'aéroplane suivant trois plans rectangulaires :

Sur le plan normal à la trajectoire, on a la surface nuisible ;

Sur le plan de symétrie, la surface quille ;

Sur le plan normal aux deux premiers, la surface portante.

2° La pente de la trajectoire varie dans le même sens que le rapport de la surface nuisible à la surface portante ;

3° Le meilleur angle d'attaque est la moitié de l'angle de la pente qui donne le meilleur trajet ;

4° Le meilleur angle d'attaque est égal à la racine carrée du rapport de la surface nuisible à la surface portante ;

5° La résultante fournie par une courbe ayant 1/15 de flèche maxima, cette flèche étant de 1/3 avant de la largeur, est inclinée sur la perpendiculaire à la corde de la courbe de 1°15 sur l'avant ;

6° Dans un aéroplane à moteur, l'angle d'attaque qui convient pour que la poussée soit minima est le même que celui qui donne la pente minima quand le moteur est arrêté ;

7° Pour utiliser le mieux possible l'effort dont on dispose, on doit l'incliner au-dessus du plan alaire d'un angle précisément égal à l'angle d'attaque ;

8° La poussée minima que doit avoir le propulseur pour maintenir l'aéroplane est égale au poids total multiplié par la pente minima que suit l'aéroplane quand le moteur est arrêté ;

9° La vitesse d'un aéroplane aux environs de l'horizontale est à peu près constante et égale à la vitesse de régime de l'aéroplane sans moteur ;

10° Pour doubler la vitesse d'un aéroplane, il faut multiplier par $11{,}3 = 2^{7/2}$ la puissance du moteur ;

11° Un aéroplane sans quille n'a aucune stabilité latérale ;

12° Un aéroplane symétrique lancé bien droit

suivant son axe sans aucune rotation dans un milieu parfaitement calme, ne s'écartera pas de son plan de symétrie. La moindre rotation initiale, le moindre trouble en cours de route l'engageront sur une hélice, dont le périmètre dépend des caractéristiques de l'aéroplane ;

13° Un aéroplane construit en observant certaines relations entre les caractéristiques, lancé d'une façon quelconque, commence par suivre un arc d'hélice, mais se redressera bientôt pour ne plus quitter son plan de symétrie, jusqu'à cè qu'une cause extérieure se fasse sentir. S'il n'y a pas d'obstacle, la cause extérieure ne peut être que le vent, et au bout de peu de temps, l'aéroplane rentrera dans le vent relatif ;

14° La surface quille doit toujours être en arrière du centre de gravité, et plus haute ou plus basse que lui, suivant les relations existantes entre les moments d'inertie ;

15° Un aéroplane est longitudinalement stable lorsque son poids est plus grand que celui d'un parallélépipède rectangle, ayant pour base le carré construit sur le rayon de giration, pour hauteur l'envergure et environ 29 fois plus lourd que le milieu ambiant ;

16° Il faut éviter de concentrer dans un aéroplane tous les poids en un même point.

On augmente le moment d'inertie, ce qui rend l'oscillation lente, mais qui peut prendre une amplitude croissante dangereuse ;

17° Quand un aéroplane est stable, il existe deux points critiques, l'un près du bord avant de l'aile, l'autre près et en avant du centre de figure, entre lesquels doit tomber la projection du centre de gravité sur le plan de l'aile ;

18° Quand les deux points se confondent, ou que la

projection du centre de gravité passe par l'un d'eux, l'aéroplane subit un tangage périodique.

Quand l'aéroplane fait usage de son moteur, le point critique d'avant est seul à considérer ;

19° Il est inutile de chercher à abaisser le centre de gravité ; on n'augmente pas la stabilité. On doit au contraire chercher à le rapprocher des ailes ;

20° Un aéroplane stable dont le moteur est arrêté, parcourt une droite descendante avec une vitesse uniforme. Si sa vitesse vient à diminuer, il fait une abatée pour la retrouver, et s'établir sur une droite parallèle à la première et plus basse. Si la vitesse augmente, il se cabre pour la diminuer et s'établir sur une parallèle plus haute ;

21° Il y a intérêt à démultiplier le mouvement du moteur pour le transmettre à l'hélice, ce qui permet de faire travailler l'hélice et le moteur dans les meilleures conditions.

Formule de la vitesse. — La force portante et la résistance à l'avancement sont données par le capitaine Ferber, sous la forme :

$$F = 2PV\gamma$$
$$P = KSV^2\gamma.$$

En éliminant P entre ces deux équations, il vient :

$$V = \sqrt[3]{\frac{F}{2K\gamma^2 S}}$$

En posant $\gamma^2 S = S' =$ surface nuisible, on a :

$$V = A' \sqrt[3]{\frac{F}{S'}}$$

formule analogue à celle de Dupuy-de-Lôme.

On préfère laisser en évidence la surface S. — On a :

$$V = A\sqrt[3]{\frac{F}{S}}$$

V étant la vitesse en myriamètres à l'heure ;
F la force en HP ;
S la surface portante en mq ;
A le coefficient d'utilisation de l'aéroplane.

Étude élémentaire de la marche horizontale d'un aéroplane. — Un grand nombre d'auteurs, depuis M. Vallier, se sont bornés à étudier la marche de l'aéroplane dans les conditions suivantes. On suppose :

1° Que l'aéroplane se réduit à un plan ;

2° Que la réaction de l'air est normale à ce plan ;

3° Que l'aéroplane se meut horizontalement ;

4° On se contente d'appliquer aux forces les deux premières équations de l'équilibre ;

5° On suppose le centre de pression confondu avec le centre de gravité.

Dans ces conditions, les forces en présence sont (*fig.* 4) :

Le poids P ;

La traction de l'hélice T ;

La réaction normale N sur la surface.

Cette réaction se décompose en deux forces, F verticale ; R horizontale.

Les conditions d'équilibre sont :

$$P = F$$

$$T = R$$

Or :

$$N = KSV^2 \sin\alpha$$

ou, pour de faibles inclinaisons, en remplaçant le sinus par l'angle, et le cosinus par 1 :

$$N = KSV^2\alpha,$$

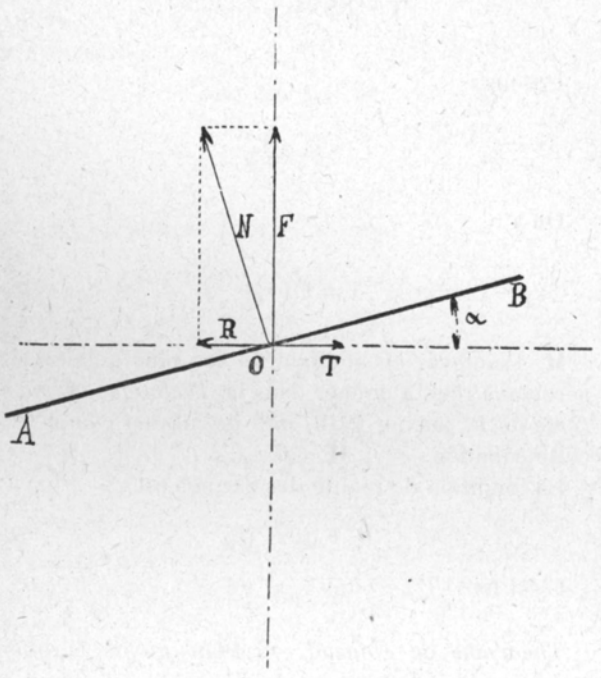


Fig. 4.

d'où :

(1) $$P = KSV^2\alpha$$

(2) $$T = KSV^2\alpha^2 + \varphi\sigma V^2$$

en désignant par σ la surface équivalente aux surfaces

qu'opposent au mouvement les parties inactives de l'aéroplane.

On peut écrire :

$$T = KSV^2\alpha\left(\alpha + \frac{\frac{\varphi\sigma}{KS}}{\alpha}\right)$$

Posons :

$$s = \frac{\varphi\sigma}{KS}$$

On a :

$$T = P\left(\alpha + \frac{s}{\alpha}\right) \quad (3)$$

M. Painlevé, en étudiant le cas plus général d'un aéroplane réel, a donné, dans la *Technique Aéronautique* du 1er janvier 1910, une discussion complète de cette équation.

La condition de réalité des racines est :

$$F \geqslant 2P\sqrt{s}$$

C'est le :

Théorème de Pénaud. — Pour qu'un aéroplane puisse voler, il faut que la poussée du propulseur soit au moins égale à $2P\sqrt{S}$.

Cette condition étant satisfaite, l'équation a deux racines α_1 et α_2 ; soit $\alpha_2 > \alpha_1$.

M. Painlevé a montré que, dans le cas le plus général de l'aéroplane, le régime correspondant à la plus petite racine est seul stable.

Puissance nécessaire au vol. — La puissance nécessaire au vol sera :

$$\mathfrak{C} = T \times V$$

$$\mathfrak{C} = PV\left(\alpha + \frac{s}{\alpha}\right)$$

mais, d'après (1) :

$$PV = KSV^3\alpha$$

$$V = \sqrt{\frac{P}{KS\alpha}}$$

d'où les 2 expressions de la puissance :

$$\mathfrak{C} = KSV^3(\alpha^2 + s)$$

$$\mathfrak{C} = P\left(\alpha + \frac{s}{\alpha}\right)\sqrt{\frac{P}{KS\alpha}}$$

Le minimum de cette expression correspond à :

$$\alpha = \sqrt{3}\,s.$$

Théorème. — La puissance nécessaire à la sustentation est minima quand la résistance de sustentation est égale à trois fois la résistance à l'avancement horizontal.

En effet, d'après (1) et (2) :

$$\mathfrak{C} = \frac{P^2}{KSV} + \varphi\sigma V^3$$

$$\frac{d\mathfrak{C}}{dV} = -\frac{P}{KSV^2} + 3\varphi\sigma V^2$$

$$3\varphi\sigma V^2 = \frac{P^2}{KSV^2} = P\alpha \qquad \text{C.Q.F.D.}$$

La vitesse correspondante à ce minimum de puissance est alors :

$$V = \sqrt[4]{\frac{P^2}{3\,KS\varphi\sigma}}.$$

Nous avons vu que la poussée de l'hélice doit être au moins :

$$2P\sqrt{s}$$

Dans le cas où la poussée est minima :

$$\alpha = \sqrt{s} = \sqrt{\frac{\varphi\sigma}{KS}}$$

$$V = \sqrt[4]{\frac{P^2}{KS\varphi\sigma}}$$

Formules de M. Goupil. — Dans le chapitre premier, nous avons défini les deux fonctions q et p obtenues expérimentalement par M. Goupil.

La vitesse d'un aéroplane sera, dans ce cas :

$$V = \sqrt{\frac{P}{K\delta S q}}$$

$K = 0{,}065$;
δ = densité de l'air ;
S = surface portante.
La traction T sera :

$$T = P\frac{\alpha}{q} + \varphi\sigma V^2$$

Formules de M. Drzewiecki. — M. Drzewiecki part de la formule (3) :

$$T = P\left(\alpha + \frac{s}{\alpha}\right)$$

Soit H la puissance motrice, ρ le rendement du groupe moto-propulseur.

Le rapport de la puissance au poids porté est :

$$\frac{\rho H}{P} = \frac{\alpha + \frac{s}{\alpha}}{\sqrt{\alpha}}\sqrt{\frac{P}{KS}}$$

Le minimum de cette expression correspond à :

$$\alpha = \sqrt{3s}$$

comme nous l'avons vu.

Dans ce cas :

$$\rho H = \frac{4P\alpha V}{3}$$

$$\rho H = \frac{4KSV^3\alpha^2}{3}$$

$$\rho H = \frac{4P^3\sqrt{\alpha}}{3\sqrt{KS}}$$

avec :

$$V = \sqrt{\frac{P}{KS\alpha}} \qquad S = \frac{16P^3\alpha}{9K\rho^2H^2} = \frac{3\rho H}{4KV^3\alpha^2}$$

$$\frac{P}{F} = \frac{3\rho}{4V\alpha} \qquad \frac{S}{H} = \frac{3\rho}{4KV^3\alpha^2}$$

$$\alpha = \frac{3\rho H}{4PV} \qquad \rho = \frac{4P\alpha V}{3H} \qquad K = \frac{P}{SV^2\alpha}$$

P, poids de l'aéroplane en kilogrammes :
S, surface portante en mètres carrés ;
V, vitesse en mètres à la seconde ;
H, puissance en kilogrammètres.

Étude générale de la marche d'un aéroplane, d'après M. R. Soreau. — Nous donnons ici un résumé

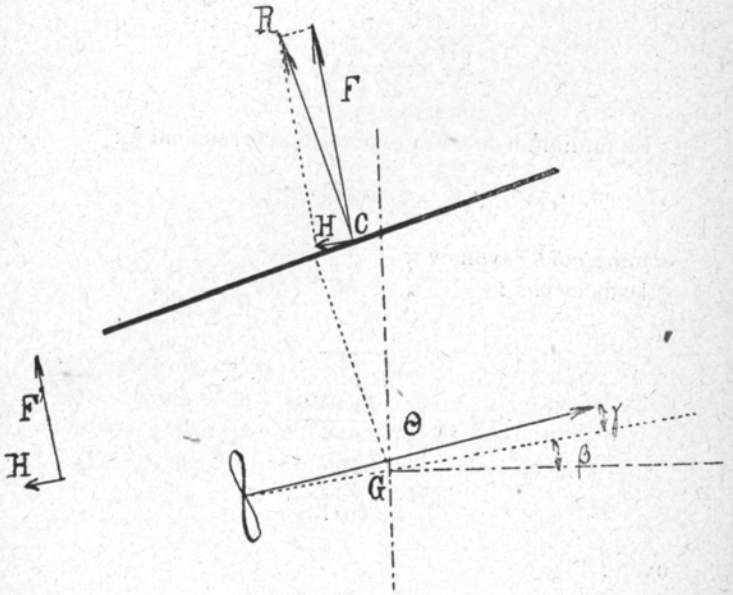


Fig. 5.

succinct de l'étude de la marche d'un aéroplane, présentant un plan de symétrie et soumis à des forces symétriques, que M. Soreau a donnée dans son ouvrage : *État actuel et avenir de l'aviation*, renvoyant

le lecteur à cet ouvrage, pour les démonstrations et les développements complémentaires.

Les deux premières conditions d'équilibre montrent que quand un régime de marche est établi, la trajectoire du centre de gravité est rectiligne.

On peut donc prendre comme axes de projection la trajectoire et la normale à la trajectoire. On écrira que la somme des projections des forces sur ces deux axes est nulle (mouvement uniforme) et que la somme des moments par rapport au centre de gravité est nulle (*fig.* 5).

Pour une surface quelconque de l'aéroplane, la résistance de l'air est définie par ses deux composantes :

$$F_n = K_n S_n V^2 \alpha_n$$

$$H_n = K_n S_n V^2 (\alpha_n^2 + s_n).$$

Pour l'aéroplane tout entier :

$$\Sigma F_n = \Sigma K_n S_n V^2 \alpha_n$$

$$\Sigma H_n = \Sigma K_n S_n V^2 (\alpha_n^2 + s_n).$$

On appelle voilure plane équivalente, le plan tel que :

$$KSV^2 \alpha = \Sigma K_n S_n V^2 \alpha_n$$

$$KSV^2 (\alpha^2 + s) = \Sigma K_n S_n V^2 (\alpha_n^2 + s).$$

Les éléments de ce plan sont définis par :

$$\Sigma K_n S_n = KS \qquad \Sigma K_n S_n \alpha_n = KS\alpha \qquad \Sigma K_n S_n s_n = KSs.$$

On a alors :

$$F = KSV^2\alpha$$

$$\alpha = \frac{\Sigma K_n S_n \alpha_n}{KS}$$

L'angle α s'appellera l'inclinaison de l'aéroplane sur sa trajectoire.

Pour $\alpha = 0$, $F = 0$.

L'inclinaison d'un aéroplane est l'angle de rotation qui l'amènerait à sa position réelle en partant de la position fictive pour laquelle la propulsion ne produit aucun effet sustentateur.

On démontre que l'inclinaison ainsi définie a une liaison rigide avec l'aéroplane.

On appelle droite directrice la direction de la résultante des résistances passives, quand la trajectoire lui est parallèle.

Supposons que cette droite soit l'axe de l'hélice.

Cela veut dire que lorsque l'axe de l'hélice est parallèle à la trajectoire, il n'y a pas d'autre composante normale à la trajectoire que celle qui provient de la voilure.

Si l'axe de l'hélice vient à faire un angle γ avec la trajectoire, il naît une force F' normale à la trajectoire. Elle est de la forme $K_1S_1V^2\gamma$.

K_1S_1 s'appelle surface d'empennage horizontal.

En général, il y a un empennage spécial K'S', distant de L' du centre de gravité.

En se reportant à la figure, et faisant sin $\beta = \beta$, cos $\beta = 1$, on a par projection :

$$P = KSV^2\alpha + K'S'V^2\gamma$$

$$\Theta_\beta = \varphi\sigma V^2 + KSV^2\alpha^2 + P\beta$$

Θ_β étant la traction de l'hélice qui correspond à la pente β.

Le théorème des moments donne :

$$KSV^2\alpha x + KSV^2\alpha^2 y = K'S'V^2\gamma L'$$

$$GG' = h \qquad G'C = l - m\alpha$$

$$x = -h\alpha + l - m\alpha$$

$$y = h + (l - m\alpha)\alpha$$

L'équation devient :

$$KS\alpha(l - m\alpha) = K'S'\gamma L'$$

Soit α_o tel que :

$$l - m\alpha_o = o$$

L'équation devient :

$$KSl\alpha\left(1 - \frac{\alpha}{\alpha_o}\right) = K'S'\gamma L'$$

Les trois conditions d'équilibre sont alors :

$$\begin{cases} P = KSV^2\alpha\left[1 + \dfrac{l}{L'}\left(1 - \dfrac{\alpha}{\alpha_o}\right)\right] & (1) \\ \Theta_\beta = \varphi\sigma V^2 + KSV^2\alpha^2 + P\beta & (2) \\ \gamma = \dfrac{KSl}{K'S'L'}\left(1 - \dfrac{\alpha}{\alpha_o}\right)\alpha & (3) \end{cases}$$

γ et α ne sont pas indépendants l'un de l'autre. Si δ est l'angle de la voilure avec l'axe de l'hélice :

$$\delta = \gamma - \alpha \qquad (4)$$

Par conséquent, si la voilure occupe une position invariable par rapport à l'appareil, δ est constant, et l'équation (3) ne contient plus qu'un paramètre arbitraire, α par exemple. Les trois équations (1) (2) et (3) détermineront donc les trois paramètres α, β, V qu'elles contiennent.

La traction restant constante, on ne pourra parcourir qu'un nombre déterminé de trajectoires.

Pour obtenir une trajectoire quelconque, il faudra faire varier δ par la manœuvre de l'équilibreur :

On obtiendra ainsi une infinité de trajectoires, caractérisées par les trois paramètres V, α, β.

Si $\gamma = 0$, on a une vitesse V_0 que nous appellerons vitesse de régime. Alors $\alpha = \alpha_0$.

On démontre :

A la vitesse de régime, le centre de pression doit coïncider avec la projection du centre de gravité sur la voilure plane équivalente, pour qu'il y ait équilibre.

Dans l'équation (1) $\frac{l}{L'}\left(1 - \frac{\alpha}{\alpha_0}\right)$ est négligeable devant 1 et l'équation devient :

$$P = KSV^2\alpha \qquad (5)$$

L'équation (2) peut s'écrire :

$$\frac{\Theta_\beta}{P} = \frac{\Theta}{P} + \beta$$

en posant :

$$\frac{O}{P} = \frac{\varphi\sigma}{KS}\frac{1}{\alpha} + \alpha$$

Cherchons la pente de la trajectoire, moteur éteint, correspondant à un angle d'attaque α.

$$-\beta = \frac{\Theta}{P} = \frac{\varphi\sigma}{KS}\frac{1}{\alpha} + \alpha$$

Cherchons l'angle d'attaque qui donne le minimum de traction.

Θ_β est minimum en même temps que Θ, somme de deux termes dont le produit est constant.

Ce minimum est obtenu par $\alpha = \alpha_1$.

$$\frac{\varphi\sigma}{KS}\frac{1}{\alpha_1} = \alpha_1$$

$$\alpha_1 = \sqrt{\frac{\varphi\sigma}{KS}}$$

Posons $\frac{\alpha}{\alpha_1} = a$ est l'allure de l'aéroplane.

Le minimum de l'effort de traction a lieu quand la résistance fictive $\varphi\sigma V^2$ est la moitié de la résistance totale quelle que soit la pente.

La vitesse, la traction, le travail de sustentation s'expriment en fonction de l'allure par les formules :

$$V = \frac{1}{\sqrt{a}}\sqrt{\frac{1}{\alpha_1}\frac{P}{KS}}$$

$$\frac{\Theta}{P} = \left(a + \frac{1}{a}\right)\alpha_1$$

$$\frac{\rho\mathfrak{T}}{P} = \frac{a + \frac{1}{a}}{\sqrt{a}}\sqrt{\alpha_1\frac{P}{KS}}$$

ρ rendement propulseur global :

Soient V_1, Θ_1, $\mathfrak{T}_1$, les valeurs correspondantes à l'allure unité.

On a :

$$V = A_1 V_1 \qquad A_1 = \frac{1}{\sqrt{a}}$$

$$\Theta = B_1 \Theta_1 \qquad B_1 = \frac{a + \frac{1}{a}}{2}$$

$$\mathfrak{C} = C \mathfrak{C}_1 \qquad C_1 = \frac{a + \frac{1}{a}}{2\sqrt{a}}$$

M. Soreau a donné des tableaux, et construit des abaques permettant de calculer ces diverses quantités.

Étude géométrique de l'équilibre de l'aéroplane. — Les voilures employées dans l'aéroplane, ne sont pas des plans, mais nous pourrons les remplacer par des plans, et les représenter par des droites, dont la direction sera perpendiculaire à celle de la réaction de l'air, et dont la longueur sera proportionnelle à KS, S étant l'étendue de la surface considérée et K le coefficient de résistance qui s'y rapporte. — Nous pourrons placer approximativement sur ces plans le centre de pression d'après la loi de Joëssel, aux 1/5 à partir du bord d'attaque.

Avant d'établir un aéroplane, on aura étudié un modèle réduit, ou bien l'on adoptera des voilures déjà expérimentées. Dans les deux cas, on tracera les courbes représentant les valeurs p et q des composantes de la résistance de l'air. Il est intéressant de représenter ces fonctions en coordonnées polaires de la façon suivante :

L'axe O'X sera la droite représentant la voilure du modèle. Sur la droite O'y, tournant autour de O' et

représentant la trajectoire, on portera la valeur de q correspondante à l'angle d'attaque α (*fig.* 6).

Sur la normale, on portera p.

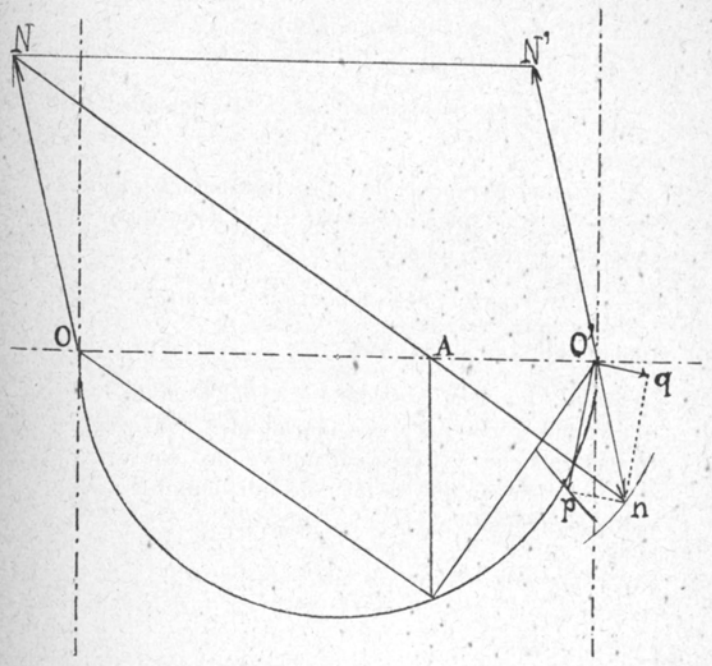


Fig. 6.

On pourra en déduire la courbe représentative de la résultante.

En général, pour un angle d'attaque déterminé, qui paraît le plus favorable pour la surface employée, on demande à disposer d'une réaction N déterminée. Quelles sont en conséquence les dimensions à donner à la voilure ?

Pour les déterminer on tracera la pression n sur le modèle, correspondante à l'angle d'attaque α.

Sur son prolongement, on porte la valeur choisie pour N. On prend sur O'X un point A quelconque, on joint An, qui coupe l'horizontale de N' en N.

Par N on mène la parallèle NO à O'N'.

$\frac{AO}{AO'} = \frac{S}{s}$ rapport des surfaces de l'aéroplane et du modèle.

Pour avoir le rapport de leurs dimensions linéaires, sur OO' comme diamètre, on décrit un demi-cercle qui coupe la verticale du point A en A'.

$\frac{A'O}{A'O'} = \frac{L}{L'}$ rapport des dimensions linéaires de l'aéroplane et du modèle.

Voilure plane équivalente. — Ayant remplacé chaque voilure réelle par une voilure plane, nous remplacerons plusieurs voilures par une voilure équivalente.

Nous avons vu que la formule qui définit la voilure plane équivalente est :

$$KS\alpha = \Sigma K_n S_n \alpha_n$$

où l'on suppose :

$$\alpha_n = \sin \alpha_n \qquad \alpha = \sin \alpha$$

Remarquons, que si l'on construit le vecteur équipollent à la somme des vecteurs représentatifs des surfaces, la surface ainsi obtenue vérifiera l'équation précédente (*fig.* 7).

On a en effet :

$$KS \sin \alpha = K_1 S_1 \sin \alpha_1 + K_2 S_2 \sin \alpha_2$$

Elle devrait en outre satisfaire à la relation :

$$KS \sin^2 \alpha = K_1 S_1 \sin^2 \alpha_1 + K_2 S_2 \sin^2 \alpha_2$$

La surface OB résultante de OA et de AB ne satisfait pas à cette équation ; mais pour de petits angles

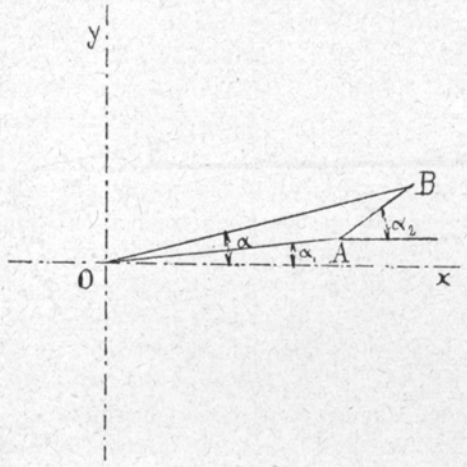


Fig. 7.

α_n ou pour des surfaces AB relativement petites par rapport à la surface principale, on pourra prendre OB comme surface plane équivalente, sans commettre d'erreur plus appréciable que lorsqu'on remplace le sinus par l'angle et le cosinus par l'unité.

Si AB est le gouvernail de profondeur, cette construction permettra d'apprécier les variations que sa manœuvre apporte dans la valeur de l'angle d'attaque.

Tracé des éléments de la marche, quand on prend

l'angle d'attaque comme paramètre. — Si l'on se donne l'angle d'attaque α, on peut en déduire tous les éléments qui caractérisent la marche en équilibre sous cet angle α (*fig.* 8).

Soit MN la surface de l'aéroplane. Le point G lui est

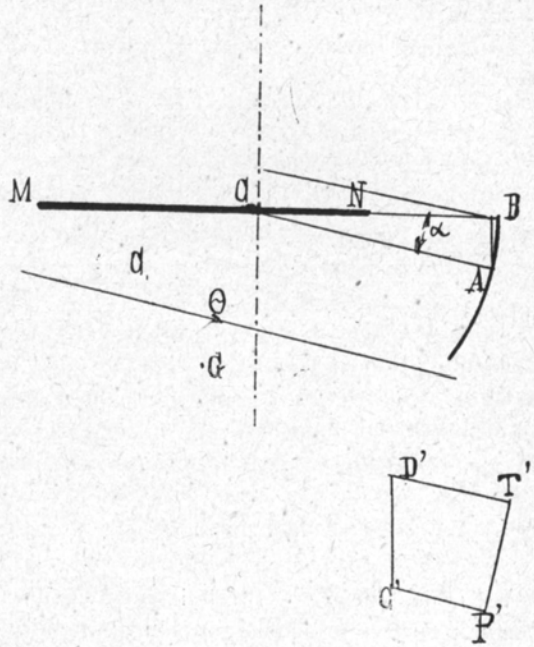


Fig. 8.

lié invariablement ainsi que C_1, centre des résistances passives.

On connaît de plus par rapport à MN la position de la traction Θ.

La droite CA qui fait avec MN l'angle α rencontre le

cercle de rayon KSV^2 en A ; AB perpendiculaire à MN nous donne la valeur de la résistance de l'air, soit CD.

Nous pouvons alors construire le polygone dynamique de l'aéroplane. Les quatre forces de ce polygone seront C'D' égale à la résistance de l'air, la traction $D'T' = O$, $TP' = P$ le poids, $C'P' = R = \varphi\sigma V^2$ résistances passives à l'avancement :

C'D' et D'T' sont connues en grandeur et direction ; on connaît la direction de C'P' parallèle à CA ; on connaît la longueur T'P' ; P' est donc donné par l'intersection d'une droite et d'un cercle. L'angle C'P'T' est l'angle complémentaire de la pente.

Conditions graphiques de l'équilibre. — Une première condition de l'équilibre est que le polygone dynamique se ferme, mais cette condition n'est pas suffisante. Il y aurait une infinité de régimes d'équilibre pour un même angle d'attaque α.

Il faut de plus que le polygone funiculaire des forces agissant sur l'aéroplane se ferme.

La considération du polygone dynamique ne peut donc suffire à résoudre le problème de l'équilibre.

Cette condition nécessaire, qu'a indiquée M. Lecornu, n'est pas suffisante.

Cette restriction faite, nous allons indiquer les propriétés du polygone dynamique trouvées par M. Léon Lecornu.

Propriétés et constructions de polygone dynamique. — Dans le polygone A, B, C, D des forces P, Θ, N, R, la perpendiculaire DH à DC partage la diagonale AC dans un rapport qui ne dépend que des caractéristiques de construction de l'aéroplane (*fig.* 9).

On a en effet :

$$\frac{CH}{AH} = \frac{N}{R \sin \alpha}$$

Mais :

$$N = a V^2 \sin \alpha$$

$$Q = b V^2$$

a et b ne dépendant que de la construction

$$\frac{CH}{AH} = \frac{a}{b}$$

Comme il faut 5 conditions pour déterminer un quadilatère, il reste 4 conditions.

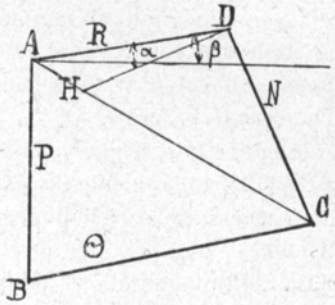


Fig. 9.

M. Lecornu se donne la direction de la traction Θ.

Si l'on se donne 3 autres conditions, le problème sera déterminé.

On peut se donner β, V, (ou $R = bV^2$), ou Θ ou P.

M. Lecornu appelle Γ_0 le cercle décrit de A comme centre avec AD comme rayon, Γ_1 celui qui admet CH

comme diamètre, Γ_2 celui qui admet DE comme diamètre.

DE est une longueur portée à la suite de AD et égale à :

$L \frac{b}{a}$ CE est donc parallèle à DH.

On peut alors résoudre les problèmes suivants :

1° P, Θ, R étant donnés, le point D est l'intersection de Γ_0 et Γ_1 ;

2° P, Θ, β étant donnés, le point D est l'intersection de Γ_1 avec AE ;

3° P, R, β étant donnés, le point C est l'intersection de Γ_2 avec BC ;

4° R, Θ, β étant donnés, le point C est l'intersection de Γ_2 et une verticale connue.

Les conditions de possibilité de la construction donnent les conditions de réalité.

Les positions limites donneront les maxima et les minima.

C'est ainsi que l'on peut facilement résoudre le problème suivant :

Trouver l'inclinaison minimum de la trajectoire rectiligne, le moteur étant arrêté.

$\Theta = 0$, H vient en H_1, entre A et B ; il suffit de mener la tangente à la circonférence décrite sur BH, comme diamètre.

CHAPITRE III

Les propulseurs aériens.

Les propulseurs employés en aviation sont des surfaces hélicoïdales, symétriqnement implantées sur un moyeu fixé à l'arbre qui leur transmet un mouvement de rotation (1).

Dans ce mouvement de rotation, elles exercent sur l'air qui les entoure une poussée. Inversement, l'air réagit sur le propulseur, et cette réaction, transmise à l'aéroplane par l'intermédiaire de l'arbre et d'une butée, lui imprime sa vitesse.

Notions géométriques sur l'hélice. — *Définition de l'hélice géométrique.* — On appelle hélice une courbe tracée par un point qui tourne autour d'un cylindre en s'élevant de quantités proportionnelles aux arcs qu'il décrit.

Spire d'hélice. — C'est la portion de courbe décrite par le point dans un tour complet autour du cylindre.

Développement de l'hélice. — Si l'on développe la surface du cylindre sur lequel est tracée l'hélice, on

---

(1) Voir : *Traité des Propulseurs employés dans la Navigation*, par B. Martinenq.

obtient un rectangle dont la base est le développement

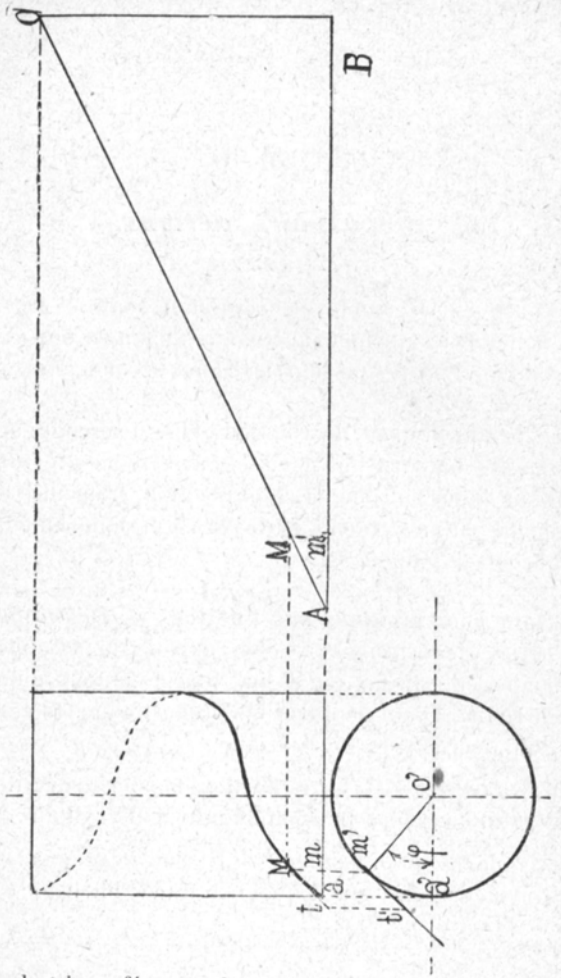


Fig. 10.

de la circonférence du cylindre, la hauteur le pas, la diagonale la spire (*fig.* 10).

Pour un point quelconque de l'hélice on a donc :

$$\frac{\text{M}m}{\text{arc } a'm'} = \frac{h}{2\pi r} = \text{Constante}$$

h est le pas.

Equations de l'hélice. — En géométrie analytique, les équations de l'hélice sont en appelant :

φ l'angle $a'o'm'$

r le rayon de base du cylindre

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

$$x = r\cos\varphi \qquad y = r\sin\varphi \qquad 1 = ar\varphi$$

Ou bien :

$$x = r\cos\frac{z}{ar} \qquad y = r\sin\frac{z}{ar}$$

Tangente à l'hélice. — On obtient la tangente en un point de l'hélice, en portant sur la tangente au point correspondant du cercle de base, une longueur $m't'$ égale à l'arc $a'm'$ développé, et on joint ce point au point de l'hélice. On prendra $m't' = \text{A}m_1$.

La tangente à l'hélice fait avec le plan de base un angle constant égal à α. C'est l'angle de l'hélice.

Tracé d'une hélice. — On divise la base du cylindre en un certain nombre de parties égales, soit 8 (*fig.* 11).

On développe la circonférence de base suivant AB que l'on divise en 8 également.

On porte le pas BC. On a les points 1′, 2′, 3′, 4′, 5′, 6′, 7′, 8′ sur le développement de l'hélice. On les rap-

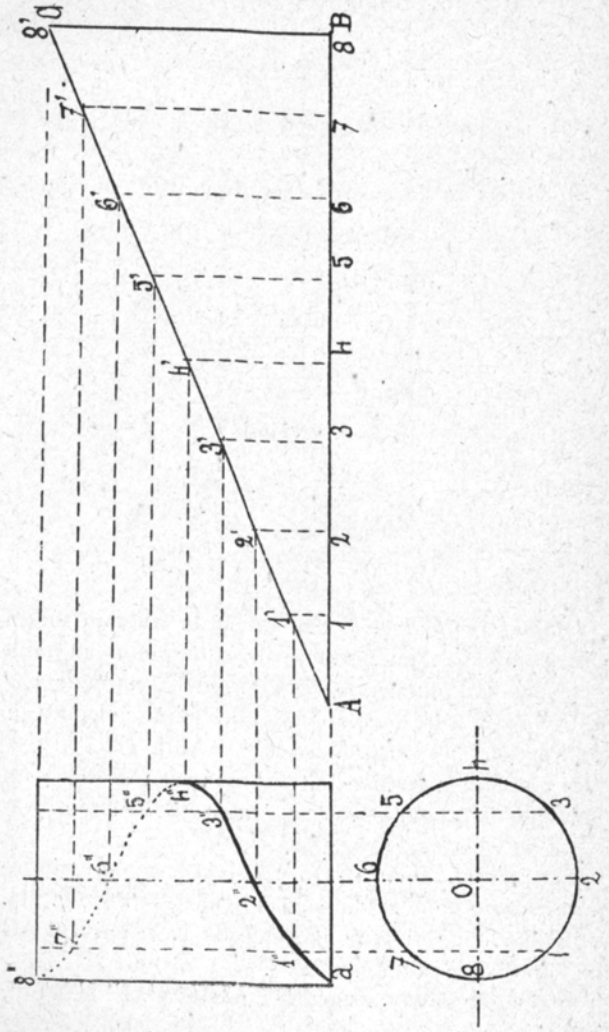


Fig. 11.

pelle sur les ordonnées menées par les points de division sur la base du cylindre.

Pas à droite, pas à gauche. — Si le point décrivant tourne sur le cylindre dans le sens des aiguilles d'une montre le pas est à droite, s'il tourne en sens contraire des aiguilles d'une montre le pas est à gauche.

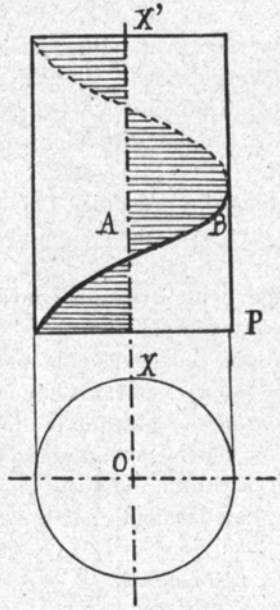


Fig. 12.

Dans le premier cas, on a une hélice dextrorsum.
Dans le second cas, on a une hélice sinistrorsum.

Projections d'une hélice. — La projection d'une hélice sur un plan perpendiculaire à son axe est un cercle.

La projection d'une hélice sur un plan parallèle à l'axe est une sinusoïde.

Hélicoïde. — On appelle surface hélicoïdale (*fig.* 12), hélicoïde gauche à plan directeur, ou surface de vis à filet carré, la surface engendrée par une droite AB qui se déplace en restant parallèle à un plan P, en s'appuyant d'un côté sur une hélice, et de l'autre sur l'axe de cette hélice.

AB est la génératrice. L'hélice est la directrice ; P est le plan directeur.

Généralement, la génératrice est perpendiculaire à l'axe du cylindre. Le plan directeur est alors le plan de base du cylindre.

Le colonel Renard a préconisé l'hélicoïde à génératrice inclinée sur l'axe, pour diminuer les effets de flexion sur l'aile.

La génératrice peut être une courbe : une spirale d'Archimède, par exemple.

Les intersections d'un hélicoïde par des cylindres concentriques à son axe sont des hélices.

Ces hélices ont même pas que la directrice.

L'angle de ces hélices avec le plan directeur augmente quand le rayon du cylindre diminue.

Cet angle est en effet défini par la relation.

$$\text{tang}\,\alpha = \frac{h}{2\pi r}$$

où le pas h est constant et le rayon r variable.

L'hélice propulsive. — *Génération de l'hélice à deux ailes.* — Soit un cylindre O.

Traçons sur ce cylindre deux hélices de même pas, de même sens, mais partant de deux points diamétralement opposés A et B (*fig.* 13).

Construisons les deux hélicoïdes ayant ces deux hélices pour directrice, et limités d'autre part par un cylindre intérieur, moyeu de l'hélice.

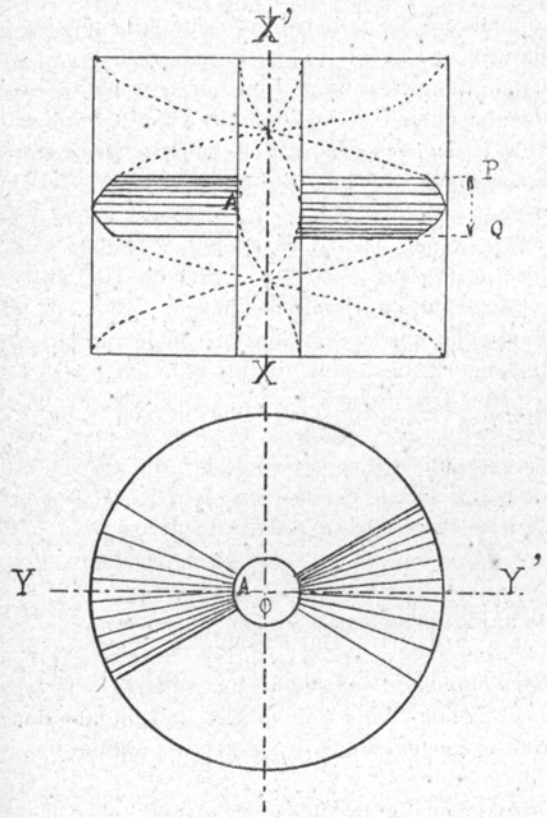


Fig. 13.

Les portions de surfaces hélicoïdales comprises entre deux plans parallèles P et Q constituent une hélice propulsive.

Le pas des hélices génératrices sera le pas de l'hélice propulsive.

Le diamètre du cylindre extérieur sera le diamètre de l'hélice.

Le diamètre du cylindre intérieur sera le diamètre du moyeu.

Si les hélices génératrices ont leur pas à droite, l'hélice propulsive sera dite à pas à droite ou dextrorsum ; si les hélices génératrices ont leur pas à gauche, l'hélice propulsive sera dite à pas à gauche, ou sinistrorsum.

Fraction de pas. — C'est la distance PQ entre les plans directeurs qui limitent l'hélice.

On appelle encore fraction de pas le rapport entre la distance PQ des plans limites et le pas total.

Génération de l'hélice à plusieurs ailes. — Pour engendrer une hélice d'un nombre *n* d'ailes, il suffit de diviser le cercle de base en *n* parties égales, et de décrire, à partir des *n* points de division, *n* hélices égales, qui, coupées par deux plans parallèles, donneront *n* ailes de propulseurs.

On aura des hélices à 3 ailes, à 4 ailes.

Développement des sections cylindriques d'une hélice. — Si l'on coupe une surface hélicoïdale par des cylindres concentriques à son axe, on obtient des hélices de même pas.

Développons la directrice sur un plan. On a la droite AC (*fig.* 14).

Un cylindre de rayon *x* déterminera sur l'hélicoïde une hélice, dont le développement sera CM, faisant avec la base l'angle λ.

Si l'on coupe le triangle CAB par deux parallèles PP′, QQ′ dont la distance soit égale à la fraction de pas de l'hélice, PQ sera égal à l'arc développé de la directrice, et P_1Q_1, l'arc développé d'une section cylindrique à une distance de *x* de l'axe.

L'angle CP_1P' sera l'angle λ de la section.

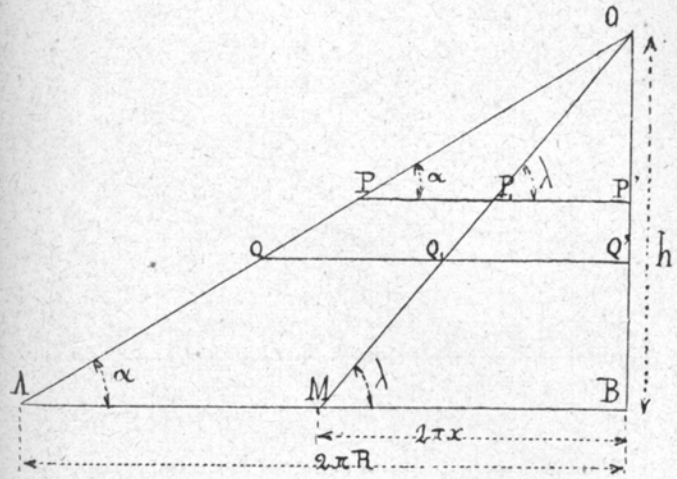


Fig. 14.

Eléments d'une hélice. — Nous avons défini les ailes.

La génératrice antérieure dans le mouvement de rotation imprimé à l'hélice s'appelle l'arête d'entrée.

La génératrice postérieure s'appelle arête de sortie.

On appelle face de l'hélice ou surface d'attaque la face qui refoule l'air.

On appelle dos de l'aile le côté opposé à la surface d'attaque.

Pas variable. — Une hélice à pas constant peut être considérée comme engendrée par une hélice dont le pas reste constant et dont le rayon augmente du moyeu à la périphérie.

1° On peut supposer que le pas varie d'une façon continue en même temps que le rayon (*fig.* 15). On aura une hélice à pas variable du centre à la périphérie.

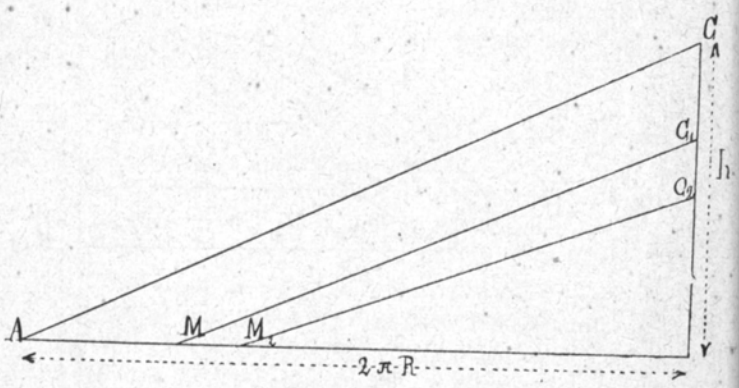


Fig. 15.

Dans ce cas les développements des différentes sections cylindriques couperont l'axe BC en des points différents :

2° On peut supposer que le pas, constant sur une même génératrice, varie d'une génératrice à l'autre (*fig.* 16).

On aura une hélice à pas variable de l'arête d'entrée à l'arête de sortie. Le développement d'une section cylindrique sera une courbe au lieu d'une ligne droite.

Epure d'une hélice. — On détermine trois vues :

1° Une vue parallèle à l'axe ;

2° Une vue perpendiculaire à l'axe;

3° Une vue des sections développées de l'aile.

On représente d'abord le moyeu, et le cylindre extérieur de l'hélice.

Il n'est pas nécessaire de représenter une spire entière de l'hélice directrice.

Pour déterminer l'arc utile de spire, on divise le

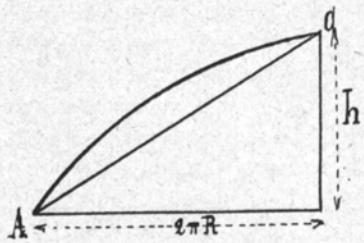


Fig. 16.

cercle de bases par des angles suffisamment petits, de 5° en 5°, par exemple. On calcule la fraction de pas correspondante à l'arc de 5° par la formule :

$$h = H \frac{5°}{360°}$$

on porte ces fractions de pas sur les ordonnées correspondantes. On a ainsi la fraction de spire utile.

On construit les sections de l'aile par des cylindres concentriques et équidistants. La projection verticale des spires se détermine comme ci-dessus.

Pour avoir les sections développées, dans la vue 3, on porte sur un axe XX' une longueur BC égale à $\frac{H}{2\pi}$, H étant le pas, et sur YY' le rayon x de la section.

On joint C au centre de la section. On porte de part et d'autre de YY' la demi-fraction de pas. On a la longueur développée de la section. On rabat les points extrêmes autour du centre de la section. En joignant

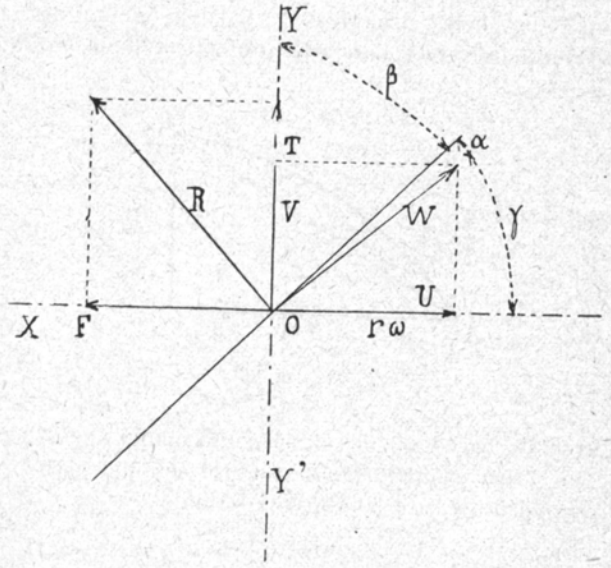


Fig. 17.

les points obtenus, on a ce que l'on appelle la surface développée de l'aile.

On détermine l'épaisseur de l'aile, que l'on porte sur la section développée.

Ces sections développées servent à construire les gabarits de section nécessaires à la construction.

Action aérodynamique d'une hélice. — Si l'on fait tourner une hélice autour de son axe, les éléments

de la surface hélicoïdale faisant un angle α avec leur trajectoire éprouveront une résistance R, que l'on peut supposer normale à l'élément. On a : (*fig.* 17).

$$R = KSW^2 \sin\alpha$$

en désignant par S la surface de l'élément, et par W sa vitesse.

Il en sera de même si l'hélice, outre sa rotation, subit une translation suivant son axe, la vitesse étant alors la résultante de la vitesse de rotation $r\omega$ et de la vitesse de translation V.

Prenons pour plan de figure le plan perpendiculaire à la génératrice qui passe par le centre de l'élément. Sur cette figure, on a :

AB trace de l'élément ;

XX' tangente au cercle décrit par O dans sa rotation ;

YY' parallèle à l'axe menée par le point O ;

$\overline{OU} = U = r\omega$, vitesse de rotation de l'élément ;

$\overline{OV} = V$, vitesse de translation de l'hélice ;

$\overline{OW} = W$, vitesse résultante ;

$\overline{OR} = R$, résistance de l'air sur l'élément ;

$\overline{OT} = t$, composante de R suivant YY' ;

$\overline{OF} = f$, composante de R suivant XX' ;

α, angle de l'élément avec W ;

β, angle de W avec l'axe YY' ;

γ, angle de W avec XX'.

Les forces t sur les différents éléments donneront une résultante T dirigée suivant l'axe de l'hélice.

Cette force T sera la traction de l'hélice transmise à l'appareil par l'arbre de l'hélice, elle lui imprimera sa vitesse.

Pour donner naissance à ces forces t, le moteur aura

à vaincre les forces f qui s'opposent au mouvement de rotation. La puissance à fournir sur l'arbre sera :

$$H = \Sigma f \omega r$$

On peut donc calculer T et H, en fonction des dimensions de l'hélice, à condition de connaître ω, vitesse de rotation, et V, vitesse de l'aéroplane sur sa trajectoire.

ω peut être choisi, en tenant compte des meilleures conditions de fonctionnement du moteur.

Quant à V, elle est liée à T par une équation où entrent toutes les caractéristiques de l'aéroplane, et elle dépend aussi de la pente de la trajectoire.

Sans chercher cette équation, on se donne généralement une valeur moyenne de V, que l'on appelle vitesse normale de l'aéroplane, valeur déterminée par les caractéristiques de l'appareil.

On calcule l'hélice pour cette valeur de V, ce qui assure les conditions normales de marche.

Voici les deux problèmes que l'on peut avoir à envisager dans la construction d'une hélice.

1° Construire une hélice qui, à la vitesse de translation V, assure une traction T, avec le minimum de puissance ;

2° Construire une hélice qui, à la vitesse de translation V, absorbe une puissance H, en donnant le maximum de traction.

Dans le premier problème, l'aéroplane étant donné, on en déduit l'hélice, puis le moteur en résulte.

Dans le deuxième problème, on dispose d'un moteur, on en déduit l'hélice ; il en résulte que l'aéroplane ne peut dépasser une certaine résistance à l'avancement.

Rendement d'une hélice. — C'est le rapport entre la

puissance utile de traction, et la puissance motrice sur l'arbre de l'hélice.

$$\rho = \frac{T_u}{T_m}$$

Pour l'élément d'hélice considéré, le rendement sera :

$$\rho = \frac{t}{f} \times \frac{V}{U}$$

En négligeant le travail perdu par le frottement sur les surfaces lisses de l'hélice.

$$\rho = \frac{V}{nh}$$

h étant le pas, n le nombre de tours par seconde, nh est la vitesse théorique de l'hélice ; c'est la longueur dont elle avancerait par seconde, si l'air, en raison de sa mobilité, n'était pas refoulé.

Recul. — Le recul est la différence entre la vitesse théorique, et la vitesse réelle.

$$B = nh - V$$

On appelle coefficient de recul, ou encore simplement recul, le rapport du recul précédemment défini à la vitesse théorique.

$$b = \frac{nh - V}{nh}$$

On a :

$$b = 1 - \frac{V}{nh} = 1 - \rho$$

On dit, par exemple, d'une hélice qui a un recul de de 15 0/0 qu'elle a un rendement de 85 0/0,

$\frac{V}{n}$ est l'avance par tour.

Le rendement est donc le quotient de l'avance par tour par le pas.

On peut tenir compte du frottement en introduisant un coefficient de construction C qui dépend de la nature des matériaux employés, de leur poli, et du fini de la construction. On aura :

$$\rho = C\frac{V}{nh}$$

Conditions de meilleur rendement. — Un grand nombre de conditions peuvent influer sur le rendement. Chaque auteur attribue, à telle ou telle relation entre les éléments de l'hélice, une influence prépondérante sur le rendement.

Ces conditions, jointes aux équations qui donnent la puissance et la traction, serviront, dans chaque théorie, à déterminer l'hélice.

Relation entre la poussée d'une hélice au point fixe et la poussée à la vitesse V. — Suivant les valeurs de V, la grandeur et la direction de W varie ; la poussée varie donc avec la vitesse.

M. Arnoux a donné, dans les Comptes Rendus de l'Académie des Sciences du 22 février 1909, la formule suivante, qui donne la poussée f à la vitesse V :

$$f = f_o\left(1 - \frac{V}{nh}\right)$$

f_o poussée au point fixe ;
n nombre de tours par seconde ;
h le pas.

Formules du Colonel Renard. — *Puissance et traction.* — La traction F d'une hélice, si V est la vitesse, S la surface d'appui, est :

(1) $$F = KSV^2$$

La puissance est :

(2) $$H = KSV^3$$

Soit D le diamètre de l'hélice, N le nombre de tours par seconde, kD le pas de l'hélice :

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

$$V = N k D$$

En portant dans (1) et (2) on a :

(3) $$F = K'N^2D^4$$

(4) $$H = K''N^3D^5$$

Qualité d'une hélice. — Le Colonel Renard appelle qualité d'une hélice le nombre :

$$Q = \frac{F^3}{KH^2\frac{\pi D^2}{4}}$$

Si on prend :

$$K = 0{,}085$$

$$Q = \frac{F^3}{H^2} \times \frac{15}{D^2}$$

Pas. — Dans les hélices du Colonel Renard,

$$h = 0{,}75\,D$$

Valeur des coefficients. — Les coefficients K′ et K″ sont constants pour des hélices géométriquement semblables.

Pour les hélices Renard :

$$K' = 0{,}026$$

$$K'' = 0{,}01521$$

Application au calcul d'une hélice. — La poussée donnée par la formule (3) est la poussée au point fixe.

Pour calculer une hélice, on devra joindre aux équations (3) et (4) la formule de M. Arnoux.

On aura les deux formules :

$$F = K'N^2D^4\left(1 - \frac{V}{NkD}\right) \tag{5}$$

$$H = K''N^3D^5\left(1 - \frac{V}{NkD}\right) \tag{6}$$

Ces formules nous permettront de résoudre les deux problèmes posés :

1° F est donné, ainsi que V.

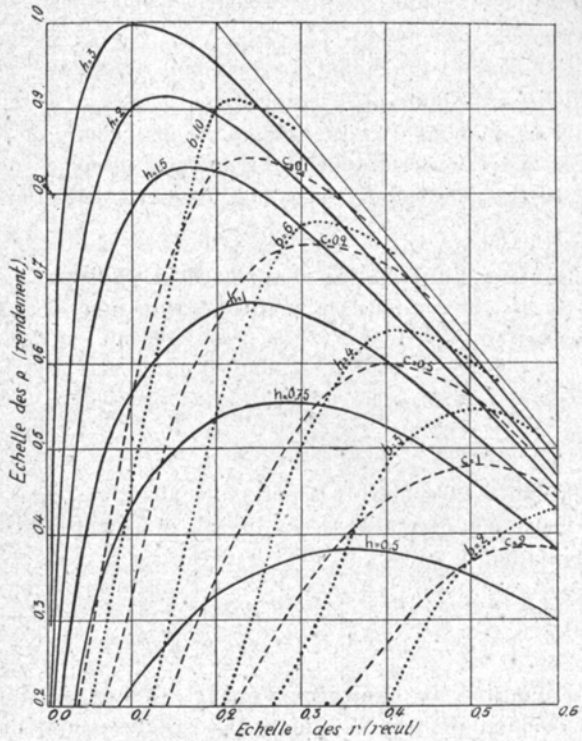
La formule (5) nous donne, pour une famille d'hélices semblables (K′ et *k* connus), une relation entre N et D.

On pourra à volonté adopter une petite hélice tournant à un grand nombre de tours, ou une hélice de grand diamètre avec un petit nombre de tours.

Le choix de l'une des quantités N et D entraîne la détermination de l'autre.

Connaissant N et D, l'équation (6) nous donne la puissance nécessaire pour actionner l'hélice.

2° H, puissance disponible sur l'arbre, étant donnée, on choisit N et D pour satisfaire à (6).



Abaque du capitaine Ferber pour le calcul des éléments des hélices propulsives.

L'équation (5) nous donne la traction dont on disposera.

Quant aux coefficients K′ et K″ ils devront être déterminés pour chaque famille d'hélices semblables, par des essais au point fixe.

Ils pourront également être pris dans des catalogues d'hélices existantes.

Nous donnons, à la fin du chapitre, les valeurs de K′ et K″ pour un certain nombre d'hélices essayées par M. Boyer-Guillon au Laboratoire des Arts et Métiers.

Qualité d'une hélice d'après M. L. Bréguet. — M. L. Bréguet a défini la qualité q d'une hélice par le rapport :

$$q = \frac{F^{3/2}}{HD}$$

F étant la traction, H la puissance absorbée.

Entre q et la qualité Q des hélices de Renard existe la relation :

$$q = 0{,}258\,Q$$

Formules du capitaine Ferber. — Le capitaine Ferber indique les trois équations suivantes pour déterminer l'hélice :

$$r = \frac{nhd - V}{nhd}$$

$$F = \alpha\, hrn^2 d^4$$

$$H = (\beta\, h^2 + \beta')\, n^3 d^5$$

Où l'on appelle :

r, le recul relatif;

n, nombre de tours par seconde ;

h, le pas relatif de l'hélice ;

V, la vitesse de l'appareil ;

F, la traction de l'hélice ;

H, la puissance absorbée par l'hélice.

α, β, β', trois coefficients.

$\alpha = 0{,}033$ $\beta = 0{,}027$ $\beta' = 0{,}003$.

Formules de M. Drzewiecki. — Dans son ouvrage sur les Hélices Aériennes, M. Drzewiecki appelle μ le rapport, pour un élément d'hélice, entre la composante tangente à la trajectoire, et la composante normale à la trajectoire, de la résistance de l'air sur l'élément.

M. Drzewiecki a trouvé expérimentalement que :

$$\mu = \operatorname{tg}\alpha + 0{,}018$$

α étant l'angle de l'élément avec sa trajectoire.

Le rapport $K = \frac{Tu}{Tm}$ entre le travail utile et le travail moteur est alors :

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

Le maximum de K est :

$$K_M = \frac{1}{\operatorname{tg}^2 \beta_M} \qquad \beta_M = \mu + \sqrt{\mu^2 + 1}$$

Le maximum de rendement correspond à $\beta = 45°$ et α voisin de 2°.

M. Drzewiecki donne les deux tableaux suivants.

μ =	0,05	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
α =	1°50′	4°40′	10°20′	13°45′	20°55′	25°45′	30°12′	34°18′	38°4′	41°25′	44°30′
K_M =	0.905	0.819	0.692	0.554	0.459	0.382	0.321	0.271	0.231	0.198	0.172

μ	tang β =	0,5	1	2	3	4	5	Moyenne de K.
0,05	K =	0,878	0,905	0,886	0,853	0,823	0,792	0,855
0,1	K =	0,762	0,818	0,792	0,744	0,696	0,653	0,744
0,2	K =	0,545	0,667	0,643	0,583	0,528	0,480	0,579
0,3	K =		0,538	0,530	0,474	0,421	0,376	0,471
0,4	K =		0,429	0,444	0,394	0,346	0,306	0,388
0,5	K =		0,333	0,375	0,333	0,292	0,257	0,324

V étant la vitesse de l'aéroplane en mètres à la seconde.

N le nombre de tours à la seconde.

La formule :

$$M = \frac{V}{2\pi N}$$

Définit le module M.

Le rayon du moyeu sera donné par la formule :

$$r_o = 0{,}5\,M$$

Le rayon extrême sera :

$$r_1 = n\,M$$

n pouvant varier de 5 à 12 (Comptes Rendus de l'Académie des Sciences).

La largeur de l'aile sera :

$$L = \frac{r_1 - r_o}{6}$$

Ces conditions assurent le meilleur rendement.

Ce rendement est donné par la formule :

$$K = 0{,}915 - n \times 0{,}026$$

Soit a le nombre d'ailes nécessaires pour absorber la puissance H du moteur en HP, V la vitesse, N le nombre de tours. On a :

$$a = \frac{5.000.000\,HN^2}{n^{4,3}\,V^5}$$

Cette relation peut s'écrire indifféremment :

$$n = 36{,}14 \sqrt[4,3]{\frac{HN^2}{a\,V^5}}$$

$$N = \sqrt{\frac{a\,V^5\,n^{4,3}}{5.000.000\,H}}$$

$$V = 21{,}87 \sqrt[5]{\frac{HN^2}{a n^{4,3}}}$$

$$H = \frac{a\,V^5\,n^{4,3}}{5.000.000\,N^2}$$

Le rayon de l'hélice sera :

$$r_1 = 5{,}754 \sqrt[4,3]{\frac{H}{a\,V^{0,7}\,N^{2,3}}}$$

Application au calcul d'une hélice. — M. Drzewiecki, dans l'*Aérophile* du 15 novembre 1909, indique la marche à suivre pour l'application de ses formules au

calcul d'une hélice, en particulier pour la résolution du second problème que nous avons posé.

Construire une hélice pour un moteur d'une puissance donnée : H, V, N, a, sont donnés.

On en déduit n par la formule :

$$n = \sqrt[4,3]{\frac{5{,}000{,}000\,HN^2}{aV^5}}$$

On prend un entier voisin n', il en résulte une valeur a' différente de a. — On gardera a, mais on modifiera la largeur d'ailes. On aura :

$$L' = L\frac{a}{a'}$$

On pourra trouver pour L' une valeur trop grande. On prendra alors $\alpha = 3°$ au lieu de $\alpha = 2°$; la largeur d'ailes sera :

$$L'' = \frac{2}{3}\frac{a}{a'}L$$

On connaît le module :

$$M = \frac{V}{2\pi N}$$

On a le rayon de l'hélice :

$$r_1 = nM$$

Le rendement est :

$$K = 0{,}915 - n \times 0{,}026$$

Connaissant la puissance absorbée et le rendement, on en déduit la puissance utile, qui, divisée par la vitesse, donne la traction disponible.

Le problème inverse se traiterait aussi facilement.

Détermination du pas. — M. Drzewiecki indique la construction suivante qui résulte de ses formules (*fig.* 18).

On construit l'aile à pas constant égal à l'avance par tour $h = \frac{V}{n}$, puis on fait tourner l'aile de 2°, dans le sens de l'accroissement du pas.

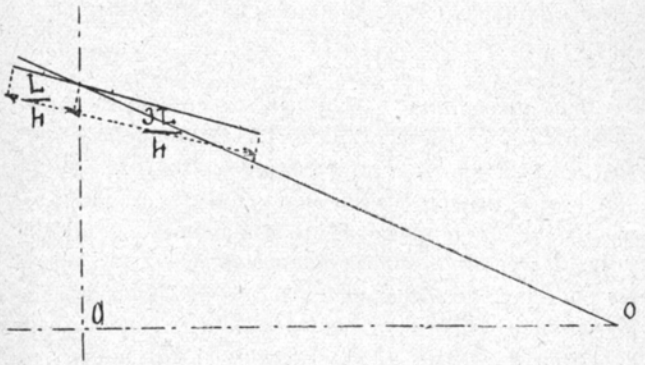


Fig. 18.

Pour construire une section développée, on prendra donc :

$$CO = \frac{h}{2\pi} = \frac{\frac{V}{n}}{2\pi} = M$$

on joint O au centre A de la section, on fait tourner la section de 2°, et on porte $AB = \frac{L}{4}$, $AD = \frac{3L}{4}$.

On construira ainsi les sections développées et les gabarits nécessaires à la construction.

Si O' est le point où BD coupe CO, le pas sera pour la section considérée : $h' = 2\pi \times CO'$.

Essais d'hélices au point fixe (1). — M. Boyer-Guillon a effectué, au laboratoire d'essais du Conservatoire des Arts et Métiers, une série d'essais d'hélices au point fixe, qui donnent, à défaut de catalogues complets d'essais d'hélices, les plus utiles renseignements pour leur emploi en aviation.

Nous avons indiqué comment les résultats de ces essais pouvaient être appliqués au calcul des aéroplanes.

Mode opératoire. — L'appareil employé, décrit en détail dans la *Revue de mécanique*, de septembre 1908, est, en principe, la reproduction de la balance Renard, où l'on a substitué à un mouvement de rotation un mouvement pendulaire. Toute la machinerie est portée par la carcasse oscillante des inducteurs, de façon que la puissance mesurée par le frein dynamométrique soit exactement la puissance dépensée sur l'hélice seule.

L'hélice est fixée à l'extrémité de l'arbre moteur qui porte le ruban d'acier d'un plateau mesurant la poussée. — On met le pendule à O et on vérifie l'équilibre transversal et longitudinal.

Pour effectuer un essai, on met un poids P sur le plateau de poussée, on ramène le pendule à O par le courant de l'induit ; on lit les tours-minutes et la puissance dépensée.

On peut ainsi construire deux courbes des poussées en fonction de la puissance ; des tours-minutes en fonction de la poussée.

(1) Mémoires et Travaux de la Société des Ingénieurs civils, août 1909. — Communication de M. Boyer-Guillon.

Essais d'hélices type Renard. — Hélices à 2, 3 et 4 ailes, en tôle de fer de 3 mm. d'épaisseur ; portées sur des tubes d'acier emmanchés dans des moyeux à colliers.

$$\text{Vide au centre} = \frac{D}{3}. \quad \text{Pas} = 0{,}75\ D.$$

Angle des génératrices d'entrée et de sortie $= 22°$.
Pour des hélices de $2^m{,}44$ de diamètre :

TABLEAU DES POUSSÉES ET DES PUISSANCES

POUSSÉES en KILOGS	2 AILES		4 AILES	
	Tours-minutes.	HP	Tours-minutes.	HP
20	328	2,8	267	2,4
30	406	5,0	332	4,5
40	468	7,5	386	6,8
50	525	10,4	429	9,3

Les formules de Renard :

$$F = K'N^2D^4 \qquad H = K''N^3D^5 \qquad Q = \frac{15}{D^2}\frac{F^3}{H^2}$$

deviennent :

Pour 2 ailes :

$$\begin{cases} F = 0{,}0186\,N^2D^4 \\ H = 0{,}014\,N^3D^5 \\ Q = 0{,}5 \end{cases}$$

Pour 3 ailes :

$$\begin{cases} F = 0{,}0231\,N^2D^4 \\ H = 0{,}017\,N^3D^5 \\ Q = 0{,}58 \end{cases}$$

Pour 4 ailes :

$$\begin{cases} F = 0{,}028\,N^2D^4 \\ H = 0{,}023\,N^3D^5 \\ Q = 0{,}63 \end{cases}$$

Les formules données par le colonel Renard étaient :

$$\begin{cases} F = 0{,}026\,N^2D^4 \\ H = 0{,}015\,N^3D^5 \\ Q = 1{,}14 \end{cases}$$

Hélices en fer à pas variable. — Obtenues en faisant tourner l'aile de 10° autour de l'axe du bras qui la porte. Le pas au bord externe de l'aile devient 1,74 plus grand ; au bord interne de l'aile devient 1,4 plus grand.

On trouve :

$$F = 0{,}033\,N^2D^4$$

$$H = 0{,}0377\,N^3D^5$$

Nous ne pouvons donner qu'un résumé incomplet de ces expériences. — Le lecteur trouvera les résultats détaillés de ces essais dans le Mémoire original.

Nous présentons le tableau ci-contre, donné par M. Boyer-Guillon, pour résumer ses essais.

———

RÉSULTATS D'ESSAIS D'HÉLICES AU POINT FIXE.

N° des hélices	DÉSIGNATION	NOMBRE d'ailes	DIAMÈTRE	PAS EN % DE D	PAS	HP pour 50 kilos	K' traction	K'' puissance absorbée	VITESSE pour 50 kilos de traction	SURFACE totale	FRACTION DE PAS = *surface projetée* / cercle couvert	Q
			m.	m/m.	m.				en t. m.	m².		
1	Bois	2	1,00	0,75	0,75	»	0,0276	0,0160	»	0,288	0,189	»
2	Bois du laboratoire	2	2,44	0,75	1,83	7,6	0,0249	0,0156	453	0,651	0,140	0,94
3	Fer	2	2,44	0,75	1,83	10,4	0,0192	0,0139	525	0,543	0,115	0,80
4	Fer	3	2,44	0,75	1,83	9,74	0,0238	0,0183	470	0,817	0,170	0,88
5	Fer	4	2,44	0,75	1,83	9,34	0,0287	0,0230	429	1,090	0,230	0,63
	Hélicoïdes pures.											
	Pas croissant du centre à la périphérie.											
6	Bois (B)	2	1,80	0,33	0,50 à 0,70	9,70	0,0119	0,00432	1195,0	0,38	0,149	1,10
7	Bois (Rw.)	2	2,95	0,34	1,02 à 1,00	8,70	0,0168	0,01190	375,6	0,60	0,087	0,53
8	Bois (Ch.)	2	2,30	0,37	1,20 à 0,50	8,50	0,0156	0,0081	643,3	0,52	0,125	0,86
9	Fer (Cal. 10°).	2	2,44	1,23	3,36 à 2,53	12,30	0,0332	0,0377	400,0	»	»	»
10	Fer	4	2,44	1,23	3,36 à 2,53	10,80	0,048	0,059	325,0	»	»	»
	Pas croissant du centre à la périphérie et du bord d'entrée au bord de sortie.											
11	Bois (L)	2	2,10	0,48	1,25 à 0,70	8,3	0,0174	0,00846	725,0	0,45	0,133	1,10
12	Aluminium (V)	2	2,30	0,50	1,22 à 1,13	8,3	0,01675	0,00878	630,0	0,70	0,168	0,94

CHAPITRE IV

Le moteur — Son calcul.

L'aviation n'est devenue une réalité, que par l'existence et le perfectionnement du moteur à essence. Seul, il pouvait présenter une puissance massique suffisante pour permettre au plus lourd que l'air de s'élever. Le moteur Antoinette, par son incomparable légèreté, a assuré les premiers vols accomplis en France. D'autres sont venus depuis, nombreux, pour collaborer à l'œuvre nouvelle.

Le moteur reste l'organe le plus essentiel et le plus sensible de l'aéroplane.

Essence de pétrole. — Le carburant le plus employé dans les moteurs à combustion interne est l'essence de pétrole.

L'essence de pétrole, de formule C^nH^{2n+2} a pour composition : carbone 84 ; hydrogène 16.

Son pouvoir calorifique est environ de : 11340 calories par kilog.

Sa densité, de 0,680 à 0,700.

Elle bout à 80°.

Sa combustion se produit d'après la formule :

$$C^nH^{2n+2} + mO = pCO^2 + qH^2O$$

1 kg de pétrole brûlant avec $3^{kg},500$ d'oxygène

donne $3^{kg},1$ d'acide carbonique et $1^{kg},4$ de vapeur d'eau.

Pour l'essence à 0,700, il faut :

0,09 d'air à 15° pour un centimètre cube ;

13 litres pour 1 gramme ;

1 litre pour 110 millimètres cubes.

Cycle du moteur. — Les moteurs d'aviation fonctionnent suivant le cycle à quatre temps :

1° Aspiration ; 2° Compression ; 3° Explosion ; 4° Echappement.

Vitesse du piston. — c étant la course du piston, l'espace parcouru par celui-ci pendant un tour sera $2\,c$, en n tours, il sera $2\,c\,n$, et en une seconde :

$$v = \frac{2cn}{60} = \frac{cn}{30}$$

la vitesse angulaire du moteur sera :

$$\omega = \frac{\pi n}{60}$$

Force, travail, puissance. — La force est le produit d'une masse par une accélération. Dans le cas de la pesanteur, la force est égale au poids, ou au produit de la masse par l'accélération g de la pesanteur au lieu considéré, $g = 980,665$ centimètres par seconde.

Le travail est le produit d'une force par une longueur. L'unité de travail est le kilogrammètre. C'est

(1) *Ouvrages consultés :* Marchis. — Le moteur à essence.
Périssé. — Traité de l'automobile à pétrole.
Lacoin. — Construction et réglage des moteurs à explosion.

le travail nécessaire pour élever 1 kilogramme à 1 mètre.

La puissance est le travail par unité de temps.

Elle peut s'exprimer en kilogrammètres par seconde, ou en poncelet qui vaut 100 kilogrammètres par seconde.

L'unité généralement employée pour mesurer la puissance d'un moteur est le cheval-vapeur.

Le cheval-vapeur vaut 75 kilogrammètres par seconde.

En électricité, la puissance s'évalue en kilowatt.

1 kilowatt vaut 1,36 de cheval-vapeur.

Le cheval-heure, est un travail et non une puissance, c'est le travail effectué en une heure par un moteur de puissance 1 cheval-vapeur.

On appelle puissance spécifique, ou puissance massique d'un moteur, le quotient de la puissance développée par le poids du moteur en kilogs.

On appelle pouvoir calorifique d'un combustible, le nombre de calories dégagées par 1 kilog de ce corps par sa combustion.

On appelle équivalent mécanique de la chaleur, ou mieux de la calorie, le nombre de kilogrammètres que peut développer chaque calorie, en se transformant en travail.

L'équivalent mécanique de la grande calorie est 425 kilogrammètres.

Puissance d'un moteur. — Un grand nombre de formules ont été données pour évaluer la puissance d'un moteur. M. Périssé donne la formule suivante :

$$P_{ch^x} = K p \frac{\frac{1}{4}\pi d^2 cn}{2 \times 60 \times 75} = K p \frac{\pi d^2 cn}{36.000}$$

p = pression moyenne ;
K = rendement organique ;
V = cylindrée = $\frac{1}{4}\pi d^2 c$, d en cm. et c en mètres ;
n = nombre de tours par minute du moteur. On doit prendre K < 0,75.

Formule de M. Lumet :

$$P_{ch^x} = \frac{1}{6}\frac{d^2 cn}{10^7}$$

pour un moteur de 4 cylindres, d et c étant exprimés en millimètres.

Formule de M. Ringelmann. —Pour brûler 1 gramme de pétrole, il faut 16,3 litres d'air ; on peut en déduire le poids de pétrole nécessaire à une explosion, et le poids de pétrole par seconde.

1 kilog. de pétrole à 11000 calories produit 4.675.000 kilogrammètres avec un rendement de 0,15 à 0,20, chaque gramme de pétrole donne 700 à 935 kilogrammètres, d'où :

$$P_{ch^x} = 3{,}37\, d^2 cn$$

Formule de M. Faroux :

$$P_{ch^x} = 0{,}064\, V n$$

V = volume de la cylindrée en litres ;
n = nombre de tours par minute.

Formule de M. Hospitalier :

$$\mathfrak{P} = 4{,}36 \text{ à } 3{,}49\, d^2 cn$$

d^o est exprimée en poncelets ;
d et c en mètres.

Formule de M. Richard :

$$\mathfrak{P} = K\, d^2 c$$

K = 6 pour les moteurs légers.

La Commission technique de l'A. C. F. avait adopté.

$$P = K\, d^2 = 0{,}0028\, d^2$$

pour des moteurs de moins de 50 HP.

Formule de M. Arnoux :

$$\mathfrak{P} = 0{,}000025\, d^3$$

pour un moteur à 4 cylindres.
d en millimètres.

Pour 2 cylindres :

$$\mathfrak{P} = \frac{0{,}000025}{2}\, d^3$$

Pour 1 cylindre :

$$\mathfrak{P} = \frac{0{,}000025}{4}\, d^3$$

Pour 3 cylindres :

$$\mathfrak{P} = \frac{3 \times 0{,}000025}{4}\, d^3$$

Formule rectifiée de l'A. C. F. :

$$\mathfrak{P} = 0{,}000525\, d^{2{,}4}$$

M. Périssé fait remarquer qu'à courses égales, la puissance croît plus vite que le carré du diamètre, parce que les résistances passives n'augmentent pas

proportionnellement à la section. La puissance croit comme d^m ; $m = 2{,}30$ à $2{,}40$, d'après M. Faroux.

Si le nombre de tours n'est pas limité, la puissance n'est pas proportionnelle à la course, car des pistons peuvent avoir des courses inégales et même vitesse moyenne.

Quant au travail de frottement, il augmente avec le nombre de tours, et par conséquent, il est inversement proportionnel à la course.

Le rendement pour une même vitesse, croit comme c^n, $n = 0{,}70$ à $0{,}85$.

La formule donnant la puissance sera donc de la forme :

$$\mathfrak{P} = K\, d^m c^n N = K' d^{m-2n}$$

Cette formule pourra être résolue sans calculs, au moyen d'une règle logarithmique.

Pour éviter l'emploi des logarithmes, on peut employer la formule simplifiée :

$$P = NK d^2 \sqrt{c}$$

où K varie entre 0,02 et 0,025.

Piston. — Le piston d'un moteur à explosion est un organe mobile qui a pour but :

1° De limiter la capacité variable offerte aux gaz ;

2° De recevoir la pression des gaz, et de la transmettre à la bielle ;

3° De guider le pied de la bielle.

Le diamètre du piston ne peut être rigoureusement égal à l'alésage. On doit ménager un jeu pour prévoir les dilatations. Pour compenser ce jeu variable avec les conditions de fonctionnement du moteur, on doit

garnir le pourtour du piston d'un certain nombre de segments, qui assurent l'étanchéité.

La longueur du piston est déterminée :

1° Par les dimensions des segments ;

2° Par l'espace nécessaire à l'articulation du pied de bielle ;

3° Par la portée nécessaire pour assurer le guidage.

Segments. — L'ensemble du cylindre et du piston sert à assurer une « capacité close à volume variable ».

Les causes qui tendent à détruire l'étanchéité sont :

1° Les différences de température entre le piston et le cylindre ;

2° Les variations de température dans chacun de ces organes ;

3° L'usure.

Dilatations :

La fonte du cylindre se dilate de 1 mm. par mètre pour une variation de 100°.

Dans les cylindres à refroidissement par eau, on peut arriver à avoir un jeu de 1/10 mm.

Dans les cylindres à refroidissement par l'air, on peut avoir jusqu'à 1/3 mm.

Il peut exister d'autre part une différence de température de 200 entre les deux faces.

Si, pour obvier aux dilatations, on ménage un jeu de 2/10 de mm. entre le cylindre et le piston, au moment de la mise en marche, on pourra avoir une fuite de 31 mm² de section ; d'où la nécessité du segment.

Le segment est un anneau fendu, formant ressort, que l'on encastre dans une gorge du piston.

La dilatation du segment, et par suite le jeu à laisser entre ses extrémités, est donné par la formule :

$$\eta = \frac{d}{200}$$

d, alésage en mm. ;
η, dilatation du segment en mm.

Calcul d'un segment. — Nous donnons ici le résultat des calculs de résistance, faits par M. Lacoin. Soient (*fig.* 19).

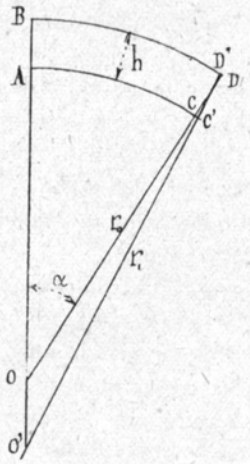


Fig. 19.

r_0, le rayon primitif du segment ;
r, le nouveau rayon de courbure ;
R, le travail du métal dans les fibres extrêmes CD ;
h, l'épaisseur du segment ;
E, le coefficient d'élasticité de la fonte. Pour la fonte

douce généralement employée, E = 10000 kg par mm².

La formule qui donne la fatigue du métal est alors :

$$R = E\frac{h(r_1 - r_0)}{2r_0r_1 - h(r_1 + r_0)}$$

Le rayon extérieur du segment livré à lui-même a pour valeur r_0, quand on le passe par-dessus le piston, il devient r_1 ; introduit dans le cylindre il devient r, et pour avoir le maximum d'effet, il faut que :

$$r_1 - r_0 = r_0 - r \qquad r = 2r_0 - r_1$$

En prenant :

$$r_1 = r_0 + \frac{h}{2}$$

il vient :

$$R = E\frac{h^2}{4r_0^2 - 2h\left(r_0 + \frac{h}{2}\right)}$$

ou, approximativement :

$$R = E\frac{h^2}{d^2}$$

qui indique à quel taux on fait travailler le métal, suivant l'épaisseur qu'on donne au segment, ou inversement quelle épaisseur on peut donner au segment suivant la résistance de la fonte.

La formule peut se mettre sous la forme :

$$\frac{h}{d} = \sqrt{\frac{R}{E}}$$

Avec E = 10000 ; R = 12, on doit avoir :

$$h = 0{,}035\,d$$

La pression du segment sur le cylindre sera :

$$f = 0{,}048\, e$$

e = dimension du segment suivant l'axe du cylindre;
f = pression par mm. de longueur du segment.

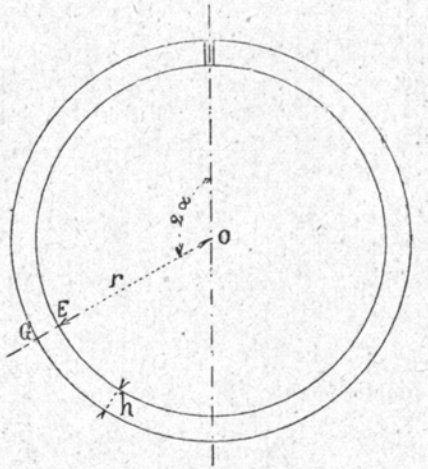


Fig. 20.

La fatigue du métal dans une section quelconque, EG sera donnée par la formule (*fig.* 20).

$$R = \frac{r^2 \sin^2 \alpha}{17{,}5\, h^2}$$

r, rayon du segment;
h, épaisseur du segment;
2α, angle de la section considérée avec la section fendue.

Hauteur du segment :

$$e = \frac{5}{3{,}5}\, h = \frac{5\, d}{100}$$

Intervalle entre les segments :

$$l \geqslant \frac{4\, d}{100}$$

Effort sur le piston. — Si ρ est le taux de la compression en volume, la pression d'explosion est :

$$y = \rho^{1{,}3} + 7(\rho - 1)$$

La compression est le rapport $\frac{V + v}{v}$ entre le volume total du cylindre, et le volume v de la chambre de compression. Ce rapport est généralement 4 ou 5. On peut le prendre égal à 7 pour des moteurs bien refroidis. En le prenant plus faible, on régularise l'effort moteur.

Pour le calcul des pièces, on prend la pression maxima p_m. L'effort des gaz sur le piston est alors :

$$F_m = \frac{\pi d^2}{400} \times p_m$$

Il n'y a pas lieu de tenir compte de la force d'inertie sur le piston : elle est négligeable par rapport à la pression des gaz.

Calcul de la bielle (*fig.* 21). — Le diamètre de l'axe du pied de bielle sera donné par la formule :

$$R = \frac{d^3 p_m}{100\, \delta^3} + \frac{d^2 p_m}{100\, \delta^2} = \frac{p_m}{100} \frac{d^2}{\delta^2} \left(\frac{d}{\delta} + 1 \right)$$

d est l'alésage ;
p_m la pression maxima ;
δ le diamètre de l'axe.

On doit avoir :

$$R \leqslant 40 \text{ kilogr. par m/m}^2$$

En outre, pour assurer le graissage, il faut que la

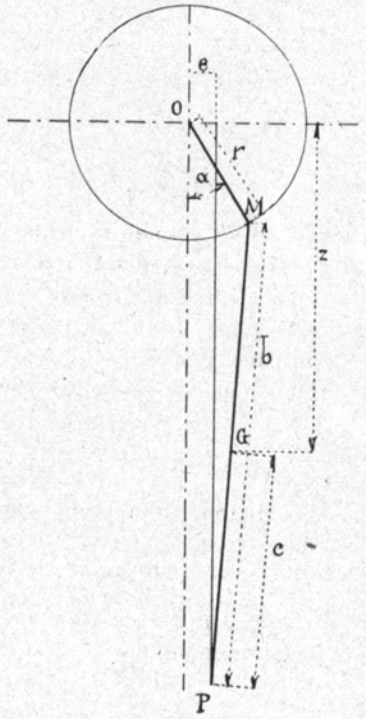


Fig. 21.

pression μ entre l'axe et le pied de bielle soit inférieure ou égale à 2 kilogs.

Or :

$$\mu = \frac{\pi}{200} \times \frac{d}{\delta} \times p_m$$

Il faut donc :

$$\frac{\pi}{200} \times \frac{d}{\delta} \times p_m \leqslant 2^{kg}$$

La vitesse de la tête de bielle est :

$$v = \frac{\pi n r}{30}$$

L'accélération centrifuge de la tête de bielle :

$$\gamma = \frac{\pi^2 n^2 r}{900}$$

La vitesse du pied de bielle est :

$$v = -\frac{\pi r n}{30}\left(\sin\alpha + \frac{r\sin\alpha - e}{b}\cos\alpha\right)$$

r, rayon de la manivelle ;

b, distance du centre de gravité de la bielle au pied de bielle ;

c, distance au centre de la projection du pied de bielle.

M. Lacoin a démontré :

La force d'inertie qui tend à faire fléchir la bielle est la moitié de ce qu'elle serait si toute la masse du corps de bielle était concentrée près du maneton, et la position de cette force est au tiers de la longueur de la bielle à partir du maneton.

Pour calculer les dimensions du corps de la bielle,

on doit tenir compte qu'elle doit résister : 1° à la compression; 2° à la flexion.

Compression : on doit avoir :

$$\omega \geqslant \frac{\pi d^2 p_m}{400\,R}$$

ω étant la section du corps de bielle;
R = 10 kg pour des bielles en acier.
Flexion : on doit avoir :

$$I \geqslant \frac{d^2 c^2 p_m}{100\,E}$$

I, moment d'inertie d'une section transversale quelconque de la bielle ;

c, distance de la section considérée à l'extrémité la plus proche de la bielle, distance exprimée en mm ;

E, coefficient d'élasticité du métal employé, 20000 pour l'acier.

Si l'on prend pour la bielle une section circulaire de diamètre δ, la première condition donne :

$$\delta = d\sqrt{\frac{p_m}{100}}$$

La deuxième condition :

$$b = d\sqrt{\frac{257{,}6}{p_m}}$$

En pratique, on doit avoir :

$$r < 0{,}642\,d$$

La fatigue résultant de l'inertie transversale, dans la

section placée au tiers de la longueur de la bielle à partir du maneton est :

$$R = \frac{n^2 r b^2}{2d \times 107}$$

R est exprimé en grammes par mm².

Manivelles. — Le calcul des manivelles à la flexion, quand le piston est au point mort, lorsque le moment de torsion est nul, donne des dimensions plus élevées que celles qui correspondent aux efforts combinés de la flexion et de la torsion.

On calculera donc les manivelles pour la flexion.

Pour les portées, le calcul à la flexion donne des dimensions suffisantes pour assurer le graissage.

Le jeu pris par usure est *e* :

$$e = \frac{p}{l}$$

l est la longueur de l'axe, *p* l'effort moyen ; on voit que ce jeu est indépendant du diamètre.

Epaisseur des parois du cylindre. — L'épaisseur des parois du cylindre doit être aussi faible que possible pour faciliter le refroidissement. On peut augmenter cette épaisseur dans la chambre d'explosion, où il n'y a à craindre que l'allumage spontané de l'essence.

Pour la chambre de compression, on prendra :

$$7\,\text{m/m pour } d = 100$$

et 1 mm. en plus par 25 mm.

Pour le cylindre lui-même :

$$e = \frac{dp}{800} + 3\,\text{m/m}$$

avec un minimum de :

$$e = \frac{dp_m}{1.600} + 3\,\text{m/m}$$

p = pression du diagramme à l'instant considéré.
pm = pression maxima.

Circulation d'eau. — Avec une pompe de circulation, on peut calculer la circulation d'eau, en adoptant une vitesse de 0 m 60 par seconde.

Avec thermosiphon v = 0,15 mètre.

Circulation des gaz. — Les canalisations doivent être calculées pour assurer le libre passage du gaz, surtout en ce qui concerne l'admission.

Pour l'aspiration ; on doit avoir :

$$v = \frac{\pi}{12 \times 10^4} \times \frac{\pi d^2 c}{\omega}$$

Ou :

$$v = \frac{nc}{3 \times 10^4} \frac{d^2}{\delta^2}$$

v, vitesse du gaz ;
ω, section de la canalisation ;
d, alésage ;
δ, diamètre de la canalisation.

La vitesse moyenne ainsi définie ne doit pas dépasser,
Pour l'admission :
Parties unies : 80 à 100 m. par seconde.
Coudes brusques : 50 à 60 m. par seconde.
Pour l'échappement :
Parties unies : 100 à 120 m. par seconde.
Coudes brusques : 60 à 80 m. par seconde.

Calcul des soupapes. — Dimensions des têtes de soupape. Soit D le diamètre de la soupape. On calcule la largeur e de l'appui conique de façon que la pression μ de la soupape sur son siège le long de l'appui soit le triple de la pression du gaz sur la tête de la soupape.

On trouve ainsi :

$$e = 0{,}131\,D$$

$$h = 0{,}09\,D$$

e, longueur utile de la génératrice du cône ;
h, hauteur du tronc de cône de la soupape.

Diamètre de la section intérieure :

$$D_1 = 0{,}82\,D$$

Diamètre de la tige δ :

$$\delta = 0{,}224\,D$$

Section libre A :

$$A = 0{,}622\,\frac{\pi D^2}{4}$$

On en déduit le diamètre à donner à la soupape, en tenant compte de la vitesse moyenne des gaz :

$$\frac{D}{d} = \frac{\sqrt{nc}}{965}$$

D, diamètre de la soupape ;
d, alésage ;
n, nombre de tours à la minute ;
c, course du piston.

Levée de la soupape :

$$l = 0{,}235\,D$$

Calcul d'un ressort à boudin. — Soit n le nombre de spires du ressort, $2r$ le diamètre moyen, correspondant à la fibre moyenne des spires, d le diamètre de la section du fil constituant le ressort, P la pression du ressort en kilogrammes, G le module d'élasticité au cisaillement en millimètres carrés, f la flexion sous la charge P en millimètres, b le côté du carré en millimètres.

I_0 le moment d'inertie polaire de la section du fil par rapport à son centre de gravité, exprimé en millimètres : v, distance de la fibre la plus éloignée de l'axe d'inertie en millimètres ; R_2, résistance du métal au cisaillement, par mm².

Les formules qui permettent de calculer le ressort sont alors les suivantes :

Fil carré :

$$P = \frac{R_2}{r}\frac{b^3}{3\sqrt{2}}$$

$$f = \frac{2n}{G}\pi\frac{6Pr}{b_4}$$

Fil rond :

$$P = \frac{\pi}{16}\frac{d^3}{r}R$$

$$f = \frac{64n}{G}\frac{Pr^3}{d^4}$$

Section quelconque :

$$P = \frac{R_2}{r}\frac{I_0}{v}$$

$$f = \frac{2n}{G}\pi\frac{Pr^3}{I_0}$$

On prend :

$$R_2 = 30 \text{ à } 40 \text{ kgr.}$$

$$G = 11.000 \text{ à } 12.000 \text{ kgr.}$$

Types de moteurs d'aviation. — Le moteur d'aviation doit satisfaire à une première condition essentielle, et c'est la réalisation de cette condition qui a permis les premiers vols en aéroplane : il doit présenter une puissance massique suffisante, c'est-à-dire que pour un poids donné, il doit atteindre une puissance suffisante, ou que pour une puissance déterminée, il ne doit pas dépasser un certain poids. Ce poids, pour un aéroplane bien construit, peut aller jusqu'à 3 kilos par cheval vapeur, et même le dépasser.

Pour qu'un moteur à explosion devienne un moteur d'aviation, il faudra donc qu'on puisse l'alléger suffisamment, sans nuire notablement à ses qualités, ou bien sans chercher à alléger ses parties, il suffira de le perfectionner, d'augmenter sa puissance, sans accroître son poids.

On pourra chercher à l'alléger de différentes façons.

1° En se rendant compte exactement des efforts qu'il supporte dans chacune de ses parties, et en réduisant la matière à la quantité strictement nécessaire pour y résister.

2° En ne laissant aucune surface brute de fonderie, c'est à-dire en travaillant soigneusement toutes les surfaces.

3° En disposant les organes du moteur, de façon à diminuer les dimensions des pièces qui ne servent qu'à la transmission, vilebrequin, arbre à cames, etc.

4° En simplifiant les organes de distribution, soupapes d'admission ou d'échappement.

Nous allons examiner comment ces conditions sont remplies dans les principaux types de moteurs d'aviation.

Moteur Antoinette. — Le moteur Antoinette fut le premier des moteurs d'aviation. Il fut le collaborateur des premiers aviateurs.

Pour supprimer le volant, qui représente un poids

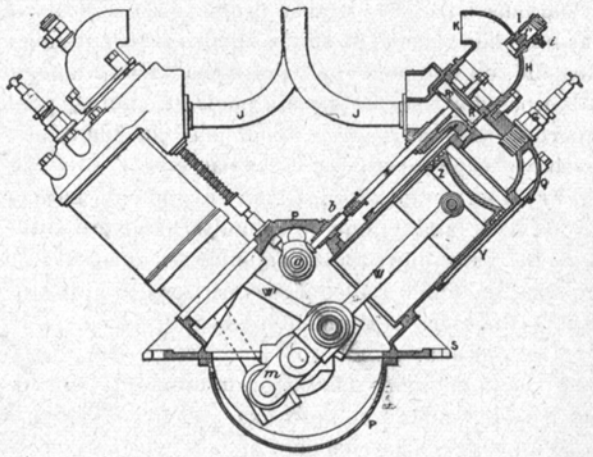


Fig. 22.

mort considérable, sans trop altérer la régularité du couple moteur, on est conduit à multiplier le nombre des cylindres.

C'est ainsi que dans le moteur Antoinette, 8 cylindres sont disposés par quatre paires en V autour du vilebrequin.

L'alésage des cylindres est $d = 130$ mm.

La course est $c = 130$ mm.

Les bielles sont accouplées 2 par 2 sur un même maneton.

Les axes des cylindres accouplés font un angle de 90°.

Le corps de chaque cylindre est en fonte ou en acier, soigneusement tourné et travaillé. Le logement des soupapes est en aluminium.

Une petite pompe aspirante et foulante alimente l'admission.

L'allumage se fait par un petit alternateur à haute fréquence.

Le refroidissement se fait par circulation d'eau, enveloppe extérieure rapportée et constituée par une feuille de laiton.

Le moteur Antoinette peut se faire aussi à 16 ou 32 cylindres.

Le poids d'un cylindre atteint à peine 6 kilogrammes.

Un moteur Antoinette 8 cylindres de 105×105, donnant 50 chevaux à 1.400 tours par minute, pèse en ordre de marche 85 kilogrammes.

A Reims, Latham avait sur son Antoinette un moteur 8 cylindres 105×110 qui, à 1200 tours, donnait 55 chevaux.

Moteurs E. N. V. — Pour régulariser le couple moteur, la E. N. V Motors Limited a été conduite à employer le moteur à 8 cylindres.

On voit que, lorsque pour régulariser la vitesse angulaire, on accouple plusieurs cylindres attaquant les manetons d'un même arbre manivelle, ces manetons étant décalés les uns par rapport aux autres, de façon à obtenir des actions motrices successives, on arrive à franchir facilement les points morts, sans que pour cela le couple moteur soit continu. Pour le mo-

teur à quatre cylindres, le couple s'annule deux fois par tour de manivelle et passe deux fois par un maximum. Pour le moteur à 8 cylindres, le couple ne s'annule pas et passe quatre fois par un maximum. D'où le choix du 8 cylindres.

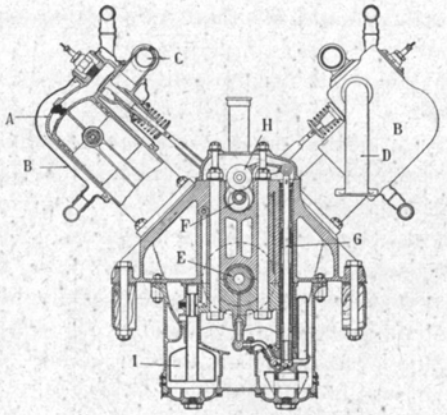


Fig. 23.

Les cylindres sont disposés en V, pour assurer l'équilibrage ; les parois sont d'épaisseur rigoureusement constante, étant tournés intérieurement et extérieurement. De même poids, de même capacité, de compression égale, ils assurent un même effort moteur.

L'arbre vilebrequin est creux et repose dans trois longues portées du carter. Il porte 6 plateaux manivelles nervurés et rigoureusement équilibrés autour de l'axe. Ces plateaux manivelles fixent 4 manetons, calés deux à deux à 180°.

La lubrification s'opère régulièrement dans toutes

les parties du moteur, sous l'action de la pompe à huile G, mue par un basculeur H, commandé par une came spéciale taillée sur l'arbre de distribution. L'huile est refoulée à l'intérieur de l'arbre-vilebrequin, dans des canaux ménagés dans les plateaux-manivelles, d'où elle passe dans les manetons et les têtes de bielles, pour s'écouler par l'intérieur des bielles qui sont creuses. Elle est refoulée dans le tourillon creux du

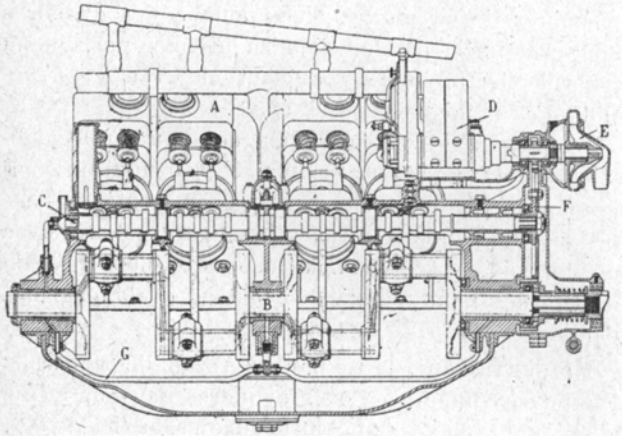


Fig. 24.

piston, puis à la surface du piston. Le flotteur I règle le débit ; une chambre à air régulatrice est branchée sur le refoulement.

La distribution se fait par soupapes commandées, tant à l'admission qu'à l'échappement. Les soupapes sont soulevées par un poussoir à galet roulant sur la came correspondante, et dont l'axe est monté dans une chape qui peut se déplacer verticalement dans un guide fixé sur le carter.

Une seule boîte à soupapes par cylindre contient l'admission et l'échappement, dont les commandes parallèles peuvent par suite être faites par le même arbre.

Le refroidissement du moteur est assuré par circulation d'eau, et turbine.

Cette turbine, disposée entre les enveloppes de circulation et le radiateur, est commandée en même temps que la magnéto D par un train d'engrenages prenant son mouvement sur l'arbre principal. Les parois des chambres de circulation d'eau autour des cylindres sont constituées par une chemise de cuivre pur, obtenu par voie électrolytique, possédant une grande conductibiiité et un pouvoir émissif élevé.

L'allumage est réalisé par magnéto, ou par accumulateurs. La magnéto est commandée par un train d'engrenages à denture inclinée ; le pignon monté sur l'arbre moteur peut se déplacer le long de cet arbre, ce qui permet, grâce à l'inclinaison des dentures, de décaler les cames et le distributeur de la magnéto, par rapport à l'arbre moteur.

Moteur Anzani. — Le moteur Anzani des appareils Blériot se compose de trois cylindres dans un même plan, dont les axes font entre eux des angles de 60°. L'alésage est $d = 105$, la course $c = 130$. Par suite de la disposition des cylindres la résultante des forces d'inertie est constante et dirigée suivant le rayon de la manivelle, où elle est équilibrée par un contrepoids.

Les trois bielles sont articulées sur un seul maneton. Des trois bielles, l'une est à tête simple, les 2 autres se terminent par des fourches à têtes entièrement fermées. Les pistons en fonte portent deux segments. Le carter est en aluminium.

Les soupapes d'admission sont automatiques ; les soupapes d'échappement sont commandées par trois

cames indépendantes dont chacune est prise dans la masse avec le pignon correspondant.

L'allumage se fait par accumulateurs, et bobine qui comprend trois induits indépendants. Un distributeur et trois trembleurs donnent l'extra-courant de rupture nécessaire aux trois cylindres. Refroidissement à ailettes.

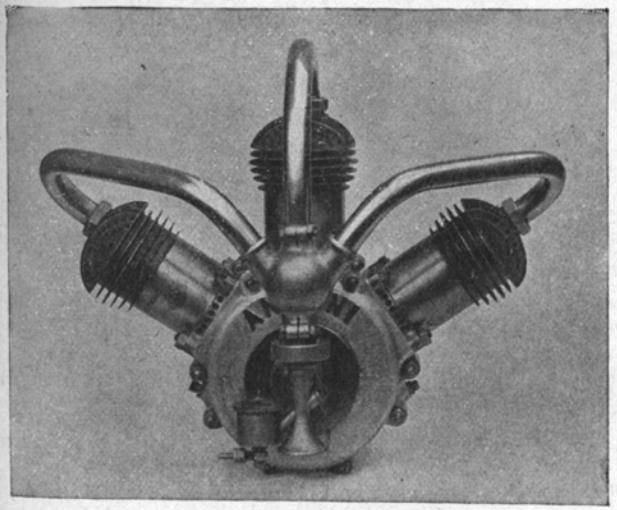


Fig. 25.

La puissance est de 25-30 chevaux à 1.600 tours ; il consomme 0l500 d'essence par cheval-heure, et pèse 65 kilogrammes en ordre de marche.

Moteur Darracq. — Ce moteur, popularisé par les exploits de M. Santos-Dumont, se compose de deux cylindres horizontaux de 130 d'alésage et de 120 de course, développant une puissance de 25 à 30 chevaux.

Le refroidissement est assuré par circulation d'eau dans une enveloppe rapportée en cuivre I. Cette cir-

culation est commandée par une pompe E, montée sur l'arbre de distribution et de la magnéto.

L'arbre-vilebrequin reposant dans les portées R, porte deux manivelles calées à 180°.

Les soupapes d'admission en j.j. sont commandées par des tiges et des cames montées sur l'arbre de distribution.

Cet arbre prend son mouvement sur l'arbre-vilebrequin par le pignon Q et la roue P enfermée dans le carter D. Le diamètre de la roue est double de celui du pignon Q.

L'allumage se fait par la magnéto A montée sur l'arbre de distribution.

La lubrification est assurée par une pompe à huile qui, commandée par l'arbre O et un excentrique Q, refoule l'huile du réservoir G.

Le poids du moteur est de 52 kilogrammes.

Moteur Gnôme. — Le moteur Gnôme est tout différent des précédents. Dans ceux-ci, le cylindre étant fixe, les pistons et l'arbre sont mobiles. Dans le Gnôme, l'arbre est fixe, et les cylindres, peuvent prendre autour de lui, un mouvement de rotation.

Il se compose de sept cylindres, montés en étoile, de 110 × 120 mm., rayonnants autour de l'axe fixe.

Le carter est un anneau d'acier, percé radialement de sept trous, où les cylindres viennent s'emboîter par l'intérieur. Les cylindres s'appuient sur l'anneau par une collerette et une portée soigneusement dressée ; ils sont maintenus par des clavettes.

A un maneton fixe dans l'espace viennent s'articuler les sept bielles.

Quand une explosion a lieu, elle produit, comme dans les moteurs fixes, une pression sur le piston et

une pression sur le fond du cylindre. Cette dernière action est détruite par la réaction due à la fixité du cylindre sur un rayon. Mais l'effort sur le piston tend à faire tourner la bielle autour de son articulation. Elle

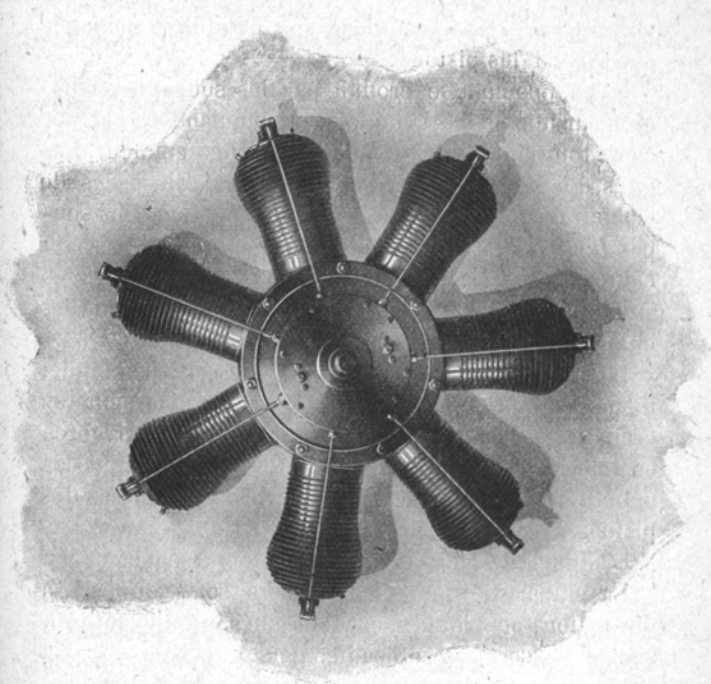


Fig. 25 *bis*.

ne peut tourner qu'en entraînant le piston dans son mouvement de rotation. L'effort dû à l'explosion se transforme donc en un effort de rotation appliqué au piston. Le piston transmet cet effort au cylindre, et l'entraîne en glissant sur lui. Les explosions se pro-

duisant à intervalles égaux, le mouvement uniforme s'établit.

Le mélange explosif est amené dans le carter par l'arbre creux du vilebrequin, et est aspiré dans la chambre d'explosion des différents cylindres, en traversant une soupape automatique équilibrée ménagée sur le fond des pistons.

L'échappement se produit par des soupapes disposées sur le fond des cylindres, et commandées par une came tournant à vitesse moitié de celle du moteur. Les tiges qui soulèvent les soupapes, sont disposées de façon à ne subir que des efforts de traction. Les soupapes doivent être équilibrées pour ne pas se caler sous l'action de la force centrifuge.

Un pignon fixe actionne, par roue et exentrique, les culbuteurs des soupapes d'échappement.

La lubrification est assurée par une pompe à huile, à deux cylindres, qui refoule l'huile dans le maneton creux et les roulements, puis dans le carter. La force centrifuge la projette sur les parois du carter et des cylindres, dans les têtes de bielle, les articulations des pistons, et dans les soupapes.

L'allumage se fait par un distributeur à sept contacts.

La plupart des pièces du moteur sont soumises à des actions centrifuges considérables, et doivent présenter des sections suffisantes pour y résister.

En revanche, la masse des cylindres en mouvement forme volant, et assure la régularité de la marche.

Le refroidissement est produit par le mouvement même des cylindres, qui sont munis d'ailettes.

Un moteur Gnôme à sept cylindres 110 × 120 donne 50 chevaux à 1.000 tours.

CHAPITRE V

Résistance des pièces d'un aéroplane.

Un aéroplane doit être aussi léger que possible, toute économie réalisée sur le poids de la construction étant un gain pour le poids utile. La légèreté n'est pas la seule condition à réaliser : « Il vaut mieux, a dit M. Farman, employer une pièce plus lourde, offrant une moindre résistance à l'avancement, qu'une pièce légère offrant une grande résistance à l'avancement. »

Cette condition sera satisfaite, par l'emploi de formes particulières, à section allongée dans le sens de la marche, par l'emploi de tôles ou de plaques d'aluminium perforées, par le recouvrage soigneux avec de la toile de toutes arêtes saillantes.

Mais la qualité principale à rechercher dans la construction d'un aéroplane, est la solidité.

Combien d'aéroplanes merveilleux nous ont été ravis et ont découragé leur inventeur, dont le seul défaut était la fragilité. Tous les aéroplanes doivent voler, a-t-on dit, à condition que leur construction permette des essais suffisamment prolongés et une mise au point suffisante. Cela ne saurait être vrai pour certains aéroplanes présentés, et manifestement construits pour ne pas voler. Mais si la solidité de la construction n'est pas une condition suffisante, elle est une condition nécessaire. Condition nécessaire non seulement pour

les essais, mais surtout pour la marche continue et non pas éphémère, à exiger d'un appareil de sport, que l'on ne doit pas confondre avec un instrument d'expérience, d'une expérience parfois unique.

Faire solide ne consiste pas à faire lourd, mais à répartir la matière dans la construction proportionnellement aux efforts qu'elle a à supporter, de façon à atteindre partout un coefficient de sécurité que l'on aura jugé nécessaire. C'est dire que dans chaque partie de la construction, on devra envisager avec soin le mode de travail de chaque pièce, et lui imposer les conditions indiquées par la résistance des matériaux.

L'application de la résistance des matériaux ne peut se traiter d'une façon à la fois générale et succincte. Elle exige au contraire dans chaque cas, des développements spéciaux, qui sont de l'art de l'ingénieur. Nous nous bornons à l'indication des formules qui peuvent servir dans la généralité des cas, et à un aperçu des méthodes générales dont l'application conduira à la solution du problème.

Moments d'inertie. — On appelle moment d'inertie d'une masse m concentrée en un point M par rapport à un point O, le produit de cette masse par le carré de sa distance au point O.

$$I = m \times \overline{MO}^2$$

On appelle moment d'inertie d'une masse m en un point M par rapport à un axe XX' le produit de cette masse par le carré de sa distance à l'axe XX'.

On appelle moment d'inertie d'un élément de surface $d\omega$ de centre M par rapport à un axe XX' de son plan, le produit $r^2\, d\omega$ de cette surface par le carré de sa distance r à l'axe considéré.

Une aire finie peut se décomposer en éléments infiniment petits. Le moment d'inertie sera la somme des produits r^2 des moments relatifs à chacun des éléments.

$$I = \int r^2 d\omega$$

Moment d'inertie d'un rectangle par rapport à ses axes. — Soit a la longueur du côté suivant XX' ;

b la longueur du côté suivant YY' ;

$$I_X = \frac{ab^3}{12}$$

$$I_Y = \frac{a^3 b}{12}$$

Moment d'inertie d'une poutre laminée. — Pour un double T ou un U, le moment d'inertie par rapport à un axe passant par le centre de gravité, et parallèle aux semelles est :

$$I_X = \frac{bh^3 - b'h'^3}{12}$$

b, largeur des semelles ;

b', largeur des semelles diminuée de l'épaisseur de l'âme ;

h, hauteur hors table ;

h', hauteur entre les semelles.

Moment d'inertie d'une cornière d'une poutre en T ou en U par rapport à leur arête inférieure.

$$I_X = \frac{a_1 e^3}{3} + \frac{e' b'^3}{3} \qquad a_1 = a - e'$$

a, dimension de la section suivant l'axe ;

b, dimension de la section perpendiculaire à l'axe ;

e, épaisseur de la partie parallèle à l'axe ;
e' épaisseur de la partie perpendiculaire à l'axe.

Moment d'inertie d'une ellipse par rapport à ses axes. — Soit une ellipse dont les axes ont respectivement pour longueurs $2a$ et $2b$ suivant XX' et YY'.

Son aire est $\Omega = \pi ab$.

Les moments d'inertie sont :

$$I_x = \frac{\pi ab^3}{4}$$

$$I_Y = \frac{\pi a^3 b}{4}$$

Aire et moment d'inertie du double segment parabolique. — L'emploi s'est généralisé en aviation de pièces à section allongée.

Cette section peut être considérée comme formée par deux arcs de parabole.

Cherchons l'aire et le moment d'inertie d'une telle section.

L'aire du segment parabolique est connue. On a :

$$\Omega = \frac{2ab}{3}$$

a étant l'épaisseur de la section ;
b étant la hauteur de la section (*fig.* 26).

L'équation de la parabole par rapport aux axes xOy est :

$$y^2 = 2p(x + a') \qquad 2p = \frac{b'^2}{a'}$$

$$a' = \frac{a}{2} \qquad b' = \frac{b}{2}$$

Le moment d'inertie de l'aire élémentaire $d\omega$ par rapport à Ox est :

$$y^2 x dy$$

Le moment d'inertie du segment est donc :

$$I = \int_{y=-b'}^{y=b'} y_2 x dy$$

$$I = \int_{y=-b'}^{y=b'} y^2 \left(\frac{y^2}{2p} - a'\right) dy$$

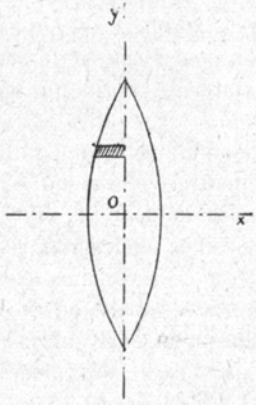


Fig. 26.

L'intégrale de :

$$\frac{y^4}{2p} - a'y^2$$

est :

$$\frac{y^5}{5 \times 2p} - \frac{a'y^3}{3}$$

et de $-b'$ à $+b'$, l'intégrale définie a pour valeur :

$$\frac{4}{15} a' b'^3$$

Pour le double segment :

$$I = 2 \times \frac{4}{15} \frac{a}{2} \frac{b^3}{8}$$

$$= \frac{ab^3}{30}$$

Résistance des matériaux. — Un aéroplane, comme toute construction, est formé d'un certain nombre de corps solides juxtaposés, corps qui ont entre eux certaines liaisons.

Pour que l'ensemble soit en équilibre, il faut que chaque pièce constitutive soit en équilibre. On peut supposer une pièce quelconque libre, à condition de lui appliquer des forces égales aux réactions ou forces de liaisons que les pièces voisines exercent sur lui.

Pour les solides invariables, on a 6 équations d'équilibre, que l'on obtient en écrivant que :

1° La somme algébrique des projections des forces sur trois axes est nulle ;

2° La somme algébrique des moments des forces par rapport à trois axes est nulle.

Si les forces sont dans un même plan, les conditions d'équilibre se réduisent à trois :

1° La somme des projections sur deux axes est nulle ;

2° La somme des moments par rapport à un point du plan est nulle.

En réalité les pièces mécaniques ne sont pas des solides invariables :

1° Elles sont élastiques, c'est-à-dire qu'elles se déforment sous l'action des forces, pour reprendre leur forme, quand cesse cette action.

Cependant pour qu'elles reprennent leur forme, il faut que les forces agissantes n'aient pas dépassé une certaine limite.

Ces déformations momentanées, qui sont d'autant plus grandes que les forces sont plus grandes, s'appellent déformations élastiques ;

2° Une pièce mécanique sous l'action de forces suffisantes, peut prendre des déformations permanentes.

Après déformation le corps ne revient plus à sa forme initiale. Il a alors dépassé sa limite d'élasticité.

La limite d'élasticité est donc la limite au delà de laquelle les corps subissent des déformations permanentes ;

3° Si les forces continuent à croître au delà de la limite d'élasticité, les solides finissent par se rompre.

On dit que la limite de rupture est atteinte.

Détermination des forces élastiques. — Soit un corps solide élastique, en équilibre sous l'action des forces F_1, F_2, F_3, etc.

Si on coupe ce corps par un plan P, on peut supprimer la partie A du corps, à condition d'appliquer à la partie B le long de la section P des forces égales aux réactions de A sur B (*fig.* 27).

Sur un élément $d\omega$ en C, on aura une force élastique $f d\omega$.

La force élastique f peut se décomposer en deux forces :

L'une n normale à la section ;

L'autre t, dans le plan de la section.

n est la force élastique normale ; suivant son sens, ce sera une tension ou une compression.

t est la force élastique de cisaillement.

Une pièce mécanique peut se rompre de trois façons :

1° Par compression, quand n dépasse une certaine limite β', limite au-dessus de laquelle la pièce se rompt ;

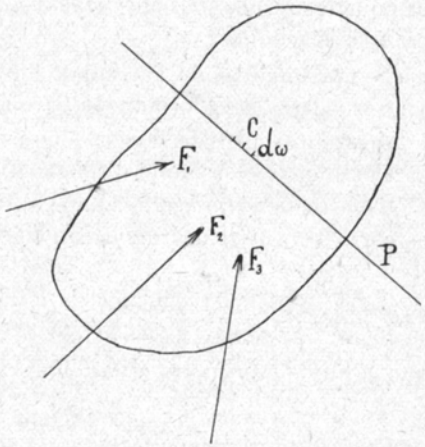


Fig. 27.

2° Par extension, quand n dépasse une certaine limite β'' ;

3° Par cisaillement, quand t dépasse une certaine limite β'''.

Pour qu'il n'y ait pas rupture, on doit donc avoir à la fois :

$$n < \beta' \qquad n < \beta'' \qquad t < \beta'''$$

Il ne suffit pas qu'il n'y ait pas rupture, il ne doit pas y avoir non plus de déformation permanente.

Soient α' α'' α''' les limites respectives d'élasticité pour n et t.

On doit avoir :

$$n < \alpha' \qquad n < \alpha'' \qquad t < \alpha'''$$

En pratique, on s'astreint à rester notablement au-dessous de la limite de rupture, et si l'on appelle K le coefficient de sécurité adopté, on fait en sorte que l'on ait :

$$n < \frac{\beta'}{K} \text{ ou } \frac{\beta''}{K} \qquad t < \frac{\beta'''}{K}$$

Le coefficient de sécurité K doit être choisi de façon que :

$$\frac{\beta'}{K} < \alpha' \qquad \frac{\beta''}{K} < \alpha'' \qquad \frac{\beta'''}{K} < \alpha'''$$

Réduction des forces en un point. — Si en un point O de la section, on fait la réduction des forces appliquées sur la partie A du corps, ces forces, d'après un théorème de mécanique, se réduisent à une force et à un couple.

La résultante peut se décomposer en une force N normale à la section, et en une force tangentielle T.

Le couple peut se décomposer en deux couples : l'un aura son axe perpendiculaire à la section, c'est le couple de torsion, l'autre aura son axe dans le plan de la section, c'est le couple de flexion.

N s'appelle la compression normale.

T s'appelle l'effort tranchant.

Pièces prismatiques. — En résistance des matériaux, on appelle pièces prismatiques des pièces que l'on peut considérer comme engendrées par une section S se

déplaçant en restant normale au lieu G des positions successives de son centre de gravité. G s'appelle la fibre moyenne.

Parmi les déformations que peut subir une pièce prismatique, la plus simple est la flexion plane. Dans la flexion plane :

1° La fibre moyenne est une courbe plane ;

2° La pièce est symétrique par rapport au plan de la fibre moyenne ;

3° Les forces agissantes sont symétriques par rapport au plan de la fibre moyenne.

Dans ce cas, il n'y a pas de couple de torsion. Les forces se réduisent à la compression normale N, au moment de flexion ou moment fléchissant M, et à l'effort tranchant T.

On démontre alors qu'en un point quelconque de la section, la force élastique normale est donnée par la formule :

$$n = \frac{M}{\frac{I}{v}} + \frac{N}{\Omega}$$

Ω, étant l'aire de la section ;

I, son moment d'inertie par rapport à l'axe du couple de flexion ;

v, la distance du point considéré à l'axe de couple du flexion.

La force tangentielle en un point quelconque est donnée par la formule approchée :

$$t = \frac{T}{\Omega}$$

Étude d'une voilure. — Considérons une voilure d'aéroplane, constituée de la façon suivante :

1° Une surface en toile caoutchoutée, supportant directement les pressions de l'air.

2° Des éléments, recevant les pressions de l'air qui leur sont transmises par la voilure.

3° Des longerons, réunissant les éléments, et recevant d'elles des efforts déterminés.

Soit F la pression totale de l'air sur une voilure (*fig.* 28).

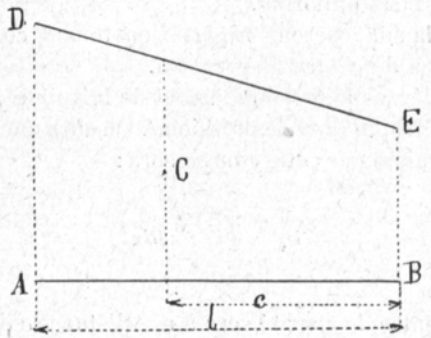


Fig. 28.

F est déterminé par les conditions générales d'équilibre de l'aéroplane.

Nous supposons connue, soit par expérience, soit par calcul, la position de son point d'application dans les conditions normales.

Considérons la pression F, par unité de largeur de la voilure :

$$F_1 = \frac{F}{L}$$

L, étant la largeur de la voilure.

Si la pression par unité de surface était constante de l'avant à l'arrière de la voilure, elle serait :

$$f = \frac{F}{Ll}$$

l, étant le développement d'avant en arrière de la voilure. Mais la position du centre de pression, variable d'ailleurs suivant les voilures, montre que cette pression n'est pas uniforme.

Nous la supposerons répartie en tenant compte de la position du centre de pression.

Considérons le développement de la voilure, et portons en chaque point la pression f. On aura une courbe. L'aire limitée par cette courbe sera :

$$F_1 = \int_{x=o}^{x=l} f dx$$

Son centre de gravité sera à une distance c de l'arête postérieure de la voilure.

c sera la distance à cette arête du centre de pression.

Nous supposerons que la courbe des pressions est une droite.

L'équation de cette droite sera de la forme :

$$f = f_0 + kx$$

et les paramètres f_o et k seront déterminés par les conditions suivantes :

1° La résultante des forces f est égale à F_1.

$$\int_o^l f dx = F_1$$

2° Son point d'application est à une distance c de l'arête postérieure.

$$\int_o^l fx dx = F_1 c$$

Or :

$$\int_o^l f dx = f_0 l + \frac{k}{2} l^2$$

$$\int_o^l fx dx = \frac{f_0}{2} l^2 + \frac{k}{3} l^3$$

On a donc :

$$\begin{cases} F_1 = f_0 l + k \dfrac{l^2}{2} \\ F_1 c = f_0 \dfrac{l^2}{2} + k \dfrac{l^3}{3} \end{cases}$$

Ce qui donne :

$$f_0 = \frac{12 F_1}{l^2}\left(\frac{l}{3} - \frac{c}{2}\right) = \frac{2 F_1}{l^2}(2l - 3c)$$

$$k = \frac{12 F_1}{l^3}\left(c - \frac{l}{2}\right) = \frac{6 F_1}{l^3}(2c - l)$$

On a donc pour la valeur de f, en fonction de x.

$$f = \frac{2 F_1}{l^2}(2l - 3c) + \frac{6 F_1}{l^3}(2c - l)x$$

$$f = \frac{2F}{Ll^2}(2l - 3c) + \frac{Ll^3}{6F}(2c - l)x$$

Mais, si S est la surface de la voilure :

$$Ll = S$$

D'autre part, pour des voilures semblables,

$$\frac{L}{l} = \lambda \qquad c = \mu l$$

Donc :

$$f = \frac{2F}{S}(2 - 3\mu) + \frac{6F}{S^{3/2}}\sqrt{\lambda}(2\mu - 1)x$$

Posons :

$$A = 2(2 - 3\mu)$$
$$B = 6\sqrt{\lambda}(2\mu - 1)$$

A et B seront des coefficients caractéristiques de la forme de la voilure.

On a :

$$f = A\frac{F}{S} + B\frac{F}{S^{3/2}}x$$

Cette pression f est toujours actuellement de beaucoup inférieure à celle que peut supporter la voilure. Il faut prendre F en tenant compte non seulement de la réaction due à la vitesse, mais en envisageant la pression due aux vents les plus forts.

Efforts sur les éléments de courbe. — Les forces qui agissent sur un élément sont : les pressions de l'air transmises par la voilure, les réactions des longerons sur lesquels elle s'appuie.

Évaluons les premières :

Soit b l'espace compris entre deux longerons.

La pression sera par mètre courant d'élément :

$$bf$$

$$bf = A\frac{bF}{S} + B\frac{bF}{S^{3/2}}x$$

Calculons les réactions sur les longerons.

Soit :

p, la distance du longeron d'avant à l'arête antérieure ;

q, la distance du longeron d'arrière à l'arête postérieure ;

c, la distance du centre de pression à l'arête postérieure ;

c', la distance du centre de pression à l'arête antérieure ;

V, la réaction sur le longeron antérieur ;

V', la réaction sur le longeron postérieur ;

Les pressions étant supposées parallèles, on a :

$$V + V' - \sum_{A}^{B} bf = o$$

$$V + V' - \int_{o}^{l} bf\,dx = o$$

$$V + V' = \frac{bF}{L}$$

$$\frac{V}{c - q} = \frac{V'}{c' - p} = \frac{bF}{lL}$$

$$V = \frac{bF(c - q)}{Ll} \qquad V' = \frac{bF(c' - p)}{Ll}$$

Calculons l'effort tranchant et le moment de flexion en un point quelconque.

Soit m la distance d'une section à l'arête postérieure.

$$T = V' - \int_o^m b f dx = V' - b \int_o^m f dx$$

$$M = V'(m - q) - b \int_o^m f(m - x)\, dx$$

$$T = \frac{bF(c' - p)}{Ll'} - b \int_o^m f dx (m - x)$$

$$M = \frac{bF(c' - p)(m - q)}{Ll'} - b \int_o^m f(m - x)\, dx$$

Dans de nombreux appareils, l'élément se présente sous la forme d'une pièce de bois de faible épaisseur constante ε, et de hauteur variable y.

Il y a lieu de proportionner cette hauteur au moment fléchissant.

La meilleure solution consiste à déterminer cette hauteur de façon que l'effort unitaire n au point le plus éloigné dans chaque section du centre de gravité, ait dans toute section la même valeur donnée.

Or :

$$n = \frac{M}{\frac{I}{\frac{y}{2}}}$$

$$M = \frac{bF\, mc'}{Ll'} - b \int_o^m f(m - x)\, dx$$

en supposant que les deux longerons sont placés vers les arêtes de la voilure.

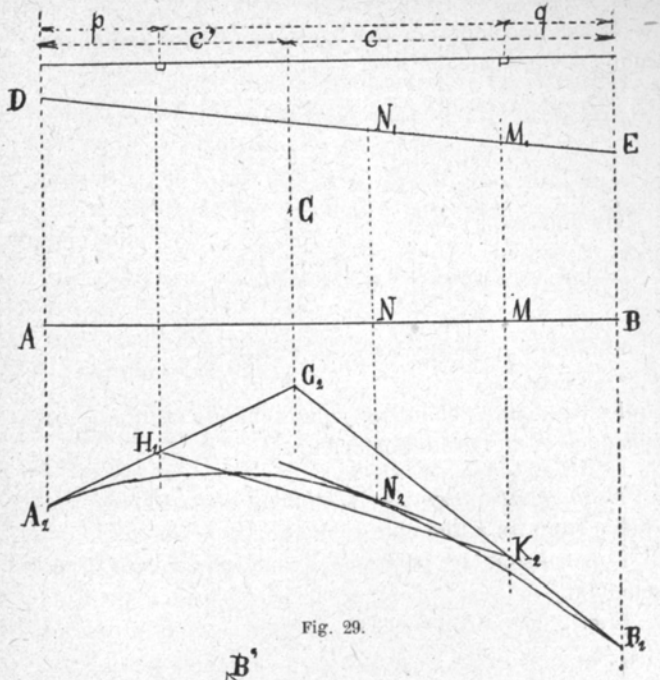


Fig. 29.

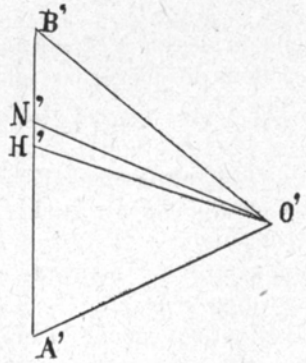


Fig. 29 bis.

M est une fonction du troisième degré en m que nous savons calculer :

$$M = \lambda + \mu m^2 + \rho m^3$$

$$I = \frac{\varepsilon y^3}{12} \qquad \frac{I}{v} = \frac{\varepsilon y^2}{6}$$

On doit avoir :

$$M = k\frac{I}{v}$$

$$\lambda + \mu m^2 + \rho m^3 = k\frac{\varepsilon y^2}{6}$$

qui nous donne la hauteur y dans chaque section à une distance m de l'arête postérieure.

Méthode graphique. — L'élément de courbe est une pièce soumise à une charge continue variable.

Construisons le polygone dynamique relatif à un élément.

C'est une droite A'B' parallèle aux pressions (*fig.* 25).

On a à l'échelle du dessin $A'B' = F_1 \times b$.

Quant aux réactions des longerons, elles sont :

$$B'H' = V \qquad H'A' = V'$$

Nous devons déterminer le point H'.

Construisons la courbe funiculaire de l'élément.

Pour cela, prenons un pôle O'.

Considérons un point M de l'élément, la ligne d'action de la pression f en ce point :

Soit A'M' le vecteur équivalent à l'aire AMM_1,D sur le diagramme des pressions.

La courbe funiculaire est une courbe telle que sa tangente au point M_2 sur MM_1 soit parallèle à O'M'.

Nous pourrons donc construire cette courbe.

Construisons les tangentes en A_2 et B_2 sur AD et BE.

Nous savons qu'elles se coupent en C_2 sur la ligne d'action de la résultante F_1 des pressions.

Soient H_2 et K_2 les points où les tangentes C_2A_2 et C_2B_2 rencontrent les ordonnées correspondantes des longerons.

H_2K_2 d'après une propriété des polygones funiculaires est parallèle à O'H'.

Pour avoir H', il suffira donc de mener par le point O' la parallèle O'H' à H_2K_2.

Ayant déterminé le point H', on a en grandeur à l'échelle des forces $B'H' = VH'A' = V'$.

D'après une deuxième propriété des polygones funiculaires, l'ordonnée comprise entre la courbe des pressions et les droites $A_2H_2K_2B_2$ est proportionnelle au moment fléchissant en chaque point.

On pourra en déduire par une simple construction la hauteur à donner en chaque section à l'élément.

On a sur le polygone dynamique la valeur de l'effort tranchant sur chaque section.

Voilure supportée par un seul longeron. — Nous avons supposé que la voilure était supportée par deux longerons, placés d'ailleurs de façon quelconque.

Dans certains appareils, il n'existe qu'un longeron antérieur.

Dans ce cas, la réduction des forces au point d'attache sur le longeron donne une force et un couple. Pour résister à ce couple, l'élément de courbe doit être solidement encastré sur le longeron, ce qui exige un assemblage plus résistant et plus complexe que dans le cas de l'appui simple.

Le moment fléchissant dans une section quelconque est :

$$M = \int_B^M bfx\,dx$$

L'effort tranchant :

$$T = \int_B^M bf\,dx$$

Le moment fléchissant et l'effort tranchant sont maximum dans la section d'encastrement. Ils ont alors pour valeur :

$$T = \frac{F}{L} b$$

$$M = \frac{F\,bc}{L}$$

Influence des haubans. — Les haubans supérieurs n'ont pour but que de soutenir les ailes au repos. Ils ne supportent que des efforts minimes, et leur calcul ne présente pas d'intérêt. Il n'en est pas de même des haubans inférieurs qui doivent contribuer à supporter les pressions sur les ailes.

L'action des haubans varie essentiellement suivant leur nombre, leurs points d'attache, leur mode de fixation à la voilure, l'angle qu'ils font avec la direction générale des pressions.

Il y aura lieu de se rendre compte dans chaque cas d'une façon très exacte de la façon dont travaillent les haubans, et des efforts qu'ils ont à supporter. On pourra ainsi apprécier le degré de sécurité que l'on peut en attendre, de quelle quantité ils soulagent le longeron antérieur et par suite s'ils permettent de diminuer notablement les sections de ce longeron.

Considérons, par exemple, le cas où la voilure étant supportée par des éléments travaillant isolément, un hauban rattache chaque élément au corps de l'appareil.

L'élément de courbe considéré est en équilibre sous

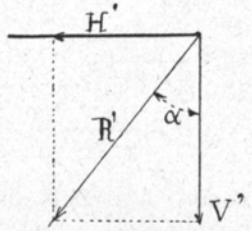


Fig. 30.

l'action des pressions de l'air sur la voilure, de la réaction du longeron, de la réaction du hauban.

Cette réaction R' est dirigée suivant le hauban.

Elle peut se décomposer en deux forces, l'une V' suivant la direction générale des pressions, l'autre H' normale à V'. On pourra calculer comme précédemment les réactions V et V' qui équilibrent les pressions sur la voilure.

Mais on voit que le hauban ne soulage l'élément et le longeron qu'en faisant naître sur eux des efforts transversaux.

L'élément et le longeron devront donc être établis pour résister à ces efforts et aux moments de flexion qu'ils produisent.

Quant à l'effort supporté par le hauban, il sera (*fig.* 30) :

$$R' = \frac{V'}{\cos\alpha}$$

d'où l'effort unitaire :

$$n = \frac{R'}{\Omega} = \frac{V'}{\Omega \cos \alpha}$$

qui devra être inférieur à la charge de sécurité n. On doit donc avoir :

$$\frac{V'}{\Omega \cos \alpha} < n_1$$

$$\Omega > \frac{V'}{n_1 \cos \alpha}$$

Il faudra tenir compte des effets du vent et de ses changements de direction.

En général, il n'existe pas un hauban sur chaque élément. Les efforts supportés par le hauban sont donc plus considérables, et suivant le mode d'assemblage, l'élément auquel il est lié, aura à supporter des réactions variables de la part des autres éléments.

Si, par exemple, plusieurs haubans sont fixés à une même pièce parallèle au longeron, on pourra admettre que la voilure est en équilibre, sous l'action des pressions de l'air et des réactions des deux appuis constitués par le longeron et par la pièce AB.

On peut ainsi déterminer la force N' qui agit sur AB ainsi que son point d'application C.

AB peut être considéré comme étant en équilibre sous l'action de V', des tensions f_1, f_2, f_n sur les haubans et d'une réaction V_1. Cette réaction V_1 pourra être la réaction d'un appui pris par la pièce AB sur le corps de l'appareil, ou proviendra simplement des entretoisements de la voilure.

En général les tensions f_1, f_2, f_n sont indéterminées. Cependant, il sera bon de supposer que par suite

d'une cause accidentelle, deux haubans travaillent seuls en même temps.

AB est alors en équilibre sous l'action de V', de

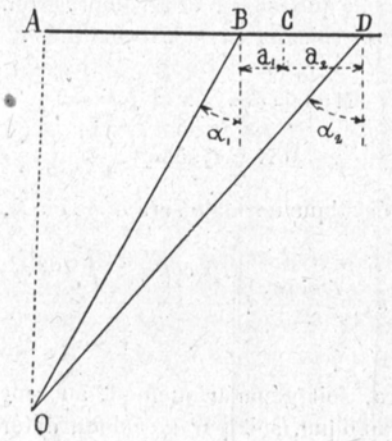


Fig. 31.

f_1 et de f_2. — Projetons sur la direction de V' et prenons les moments par rapport à C (*fig.* 31).

On a :

$$f_1 \cos \alpha + f_2 \cos \alpha_2 = V'$$

$$\frac{f_1 \cos \alpha_1}{a_2} = \frac{f_2 \cos \alpha_2}{a_1} = \frac{V'}{a_1 + a_2}$$

d'où

$$f_1 = \frac{a_2 V'}{(a_1 + a_2) \cos \alpha_1} \qquad f_2 = \frac{a_1 V'}{(a_1 + a_2) \cos \alpha_2}$$

Remarquons que la force V' est la résultante des pressions p uniformément réparties sur AB.

Quant à la pièce AB, elle n'est plus soumise à des forces normales à sa fibre moyenne. Par conséquent, la force élastique normale dans une section sera la somme de la force élastique due au moment fléchissant, et de celle qui est due à la compression.

Nous savons calculer ces deux quantités :

$$M = f_1 \cos\alpha \times x - \int pxdx$$

$$N = f_2 \sin\alpha_2$$

La force élastique normale sera donc en X.

$$n = \frac{f_2 \sin\alpha_2}{\Omega} + \frac{f_1 x \cos\alpha_1 - \int pxdx}{\frac{I}{v}}$$

On pourra, soit géométriquement au moyen de la statique graphique, soit par le calcul, déterminer la meilleure forme à donner à la pièce AB, suivant la position des points d'attache C et D.

Résistance d'une pièce comprimée. — Quand une pièce mécanique dont la fibre moyenne et rectiligne est soumise à une compression suffisante, elle peut se rompre de deux façons :

1° Par écrasement, quand la charge par unité de section $\frac{F}{\Omega}$ atteint une certaine limite. C'est le seul mode de rupture à considérer quand la longueur de la pièce est inférieure à cinq fois la plus petite dimension de la section $l < 5a$;

2° Par voilement ou flambage quand $l > 5a$. C'est une rupture par flexion. La force F, dirigée suivant la

fibre moyenne, ne peut théoriquement faire naître cette flexion. Mais si la flexion est en quelque sorte amorcée par une cause accidentelle, la force F n'étant plus dès lors dirigée suivant la fibre moyenne accentue cette flexion.

En pratique d'ailleurs on ne possède pas de solides matériels répondant rigoureusement à une définition géométrique. La force de compression F ne sera jamais dirigée suivant la fibre moyenne, il y aura donc toujours une légère flexion initiale qui pourra déterminer le voilement.

La limite de rupture par voilement est inférieure à la limite de rupture par simple compression. Il y a donc lieu, pour les pièces comprimées telles que $l > 5a$, de réduire la limite de rupture trouvée pour la compression.

Formule d'Euler. — Cette formule est la suivante :

$$F = \frac{\pi^2 EI}{l^2}$$

F, charge qui produit la rupture par voilement ;

I, moment d'inertie minimum de la section transversale ;

l, longueur de la pièce comprimée ;

E, coefficient d'élasticité de la matière constitutive de la pièce.

Cette formule donne, comme condition, pour l'effort par unité de surface :

$$n < \frac{\pi^2 E}{K\left(\frac{l}{r}\right)^2}$$

r étant le rayon de giration minimum de la section transversale ;

K, le coefficient de sécurité adopté.

Cette formule théorique n'est applicable que pour les pièces très longues, satisfaisant à la condition :

$$l > 110\,r$$

Formule expérimentale de Love. — Cette formule donne :

$$n < \frac{R}{1{,}55 + 0{,}0005\left(\frac{l}{r}\right)^2}$$

R étant la limite admissible pour la compression.

Formule de Schuebler ou de Schwartz. — Elle donne :

$$n < \frac{R}{1 + A\left(\frac{l}{r}\right)^2}$$

A étant le coefficient de voilement, variable avec la nature de la pièce.

Pour le bois, A varie suivant la formule :

$$A = \frac{1}{10.000}\sqrt{0{,}05\,\frac{l}{r} - 0{,}8}$$

Valeurs de R. — Pour les bois de grande résistance, chêne, sapin de bonne qualité :

R = 60 kilogr. par centimètre carré.

en prenant un coefficient de sécurité égal à 7.

Pour les bois de moyenne résistance :

R = 50 kilogr. par centimètre carré.

Pour les bois médiocres :

R = 40 kilogr. par centimètre carré.

Pour le fer :

A = 0,00008

R = 6 kilogr. par millimètre carré.

On peut encore employer la formule :

$$n < a - b\left(\frac{l}{r}\right)^2$$

a et b étant des coefficients variables avec la nature de la pièce.

Pour le fer : $a = 30$, $b = 0{,}13$; pour l'acier : $a = 32$; $b = 0{,}1157$.

MATÉRIAUX EMPLOYÉS EN AVIATION

Quoique tous les matériaux de qualité suffisante puissent être utilisés dans la construction d'un aéroplane, quelques-uns ont pris, par leur légèreté, une place spéciale dans la nouvelle industrie.

La charpente de l'aéroplane est en bois ; les pièces principales : montants, longerons, sont en bois. Le bois se recommande par sa légèreté, sa résistance, et par la facilité avec laquelle on peut lui donner les profils les plus variés.

Les surfaces portantes sont en toile caoutchoutée, qui donne une surface résistante, polie, et se prêtant facilement aux formes variables des voilures.

L'aluminium, le plus léger des métaux communs, a vu son emploi se développer, quelquefois dans la charpente même de l'aéroplane, le plus souvent dans le moteur et dans les assemblages.

L'acier néanmoins par ses qualités de haute résistance, devait garder une place importante. Son emploi pourra se trouver encore plus généralisé dans des aéroplanes qui exigeront une très grande résistance plutôt qu'une excessive légèreté.

Nous donnerons sur ces différents matériaux quelques renseignements généraux.

Le bois. — Diverses essences de bois. — Les propriétés du bois varient notablement suivant son essence, ce qui permet de rechercher, dans l'emploi de tel ou tel bois, des propriétés fort différentes.

Tous les bois ne sont pas employés dans la construction des aéroplanes : le frêne, le sapin d'Amérique, ont pris une place à part dans cette construction, mais tous peuvent être employés, pour des usages divers, sinon dans la construction de la charpente, du moins dans celle des hélices, ou dans les entretoisements.

La qualité du bois varie non seulement avec son essence, mais avec son origine, avec les soins dont on a entouré sa coupe, avec les circonstances particulières dans lesquelles l'arbre s'est développé.

Les bois sont très hygrométriques ; desséchés, ils peuvent absorber 0,08 à 0,10 d'eau en un an. Il peut en résulter des contractions dangereuses pour leur résistance.

D'après M. L. Regnaud, le chêne peut présenter une contraction de 0,0180 à 0,0026 ; le sapin de France, de 0,0064 à 0,0184 ; le sapin du Nord, une contraction de 0,0026 à 0,0184.

Ces contractions se produisent perpendiculairement aux fibres, et sont peu sensibles dans le sens de la longueur. Quand le bois est soigneusement débarrassé de sa sève, les contractions sont notablement réduites.

L'âge de l'arbre coupé influe beaucoup sur sa qualité.

L'aulne blanc doit se couper vers les 30 ans. Il en est de même du peuplier blanc.

Le saule blanc et le bouleau doivent se couper vers les 40 ans.

L'aulne, le merisier, le sycomore vers les 50 ans.

L'orme à larges feuilles et le pin silvestre, de 70 à 90 ans.

Le sapin, l'alizier, l'orme à petites feuilles, vers les 100 ans.

Le hêtre, le charme, le tilleul à feuilles unies, de 120 à 150 ans.

Le châtaignier, le chêne blanc et le chêne rouvre, de 200 à 250 ans.

M. Oslet, à qui nous empruntons ces renseignements, classe les bois en cinq classes :

1° Bois durs ; 2° Bois blancs ; 3° Bois fins ; 4° Bois résineux ; 5° Bois exotiques.

1° Les bois durs sont le chêne, le frêne, l'orme, le châtaignier, le noyer, le hêtre, le charme.

2° Les bois blancs sont : le peuplier, l'aulne, le bouleau, le tilleul, le platane, l'acacia, l'érable, le saule, le marronnier d'Inde, le laurier.

3° Les bois fins sont : le sorbier ou cormier, le poirier, le pommier, le cerisier, le cornouiller, le buis, le prunier, l'alizier, l'abricotier, le genévrier, le houx, l'olivier, le sumac.

4° Les bois résineux sont : le pin, le sapin, le mélèze, le cèdre, le cyprès, l'if.

5° Les bois exotiques sont : l'acajou, l'ébène, le gayac, le palissandre, l'amarante, le bambou, le bois de rose, le calamba, le tamarin, le teak.

La qualité d'un bois peut se reconnaître d'après sa forme extérieure qui doit être régulière ; une forme irrégulière indique une croissance discontinue, et par suite une densité et une résistance variables d'un point à un autre.

On doit rechercher la régularité des couches, l'absence de nœuds, la rectitude des fibres.

On peut juger de la qualité d'un bois d'après le son qu'il rend au choc.

L'élasticité des copeaux, la ténacité des fibres sont un indice de résistance.

On doit rejeter tout bois dégageant une odeur nauséabonde, car cette odeur indique une fermentation de la sève, et une altération du bois. L'odeur du bois est caractéristique de son essence ; si elle a disparu, on peut la faire revenir en mouillant les copeaux. Si les copeaux ne sont pas souples, c'est un signe que le bois est trop vieux.

Le bois de bonne qualité ne doit pas se laisser pénétrer par l'eau ; une goutte d'eau versée sur la surface ne doit pas pénétrer dans les pores.

Poli au rabot, le bois doit être brillant. Par percussion, plus le son est clair, meilleur est le bois.

Propriétés des essences de bois. — *Chêne.* — Le chêne de Champagne a une densité qui varie de 643 kilogs au mètre cube quand il est sec, à 988 kilogs quand il est vert. Sa couleur est jaune. Il présente de la dureté, de la solidité. Ses fils sont droits et très serrés. Sec, il donne de bons assemblages. Débité sur maille, il est très solide et très avantageux. Il donne peu de retrait.

Frêne. — Densité : D = 670 à 840 kilogs. C'est un bois blanc rayé de jaune. Il est lisse, dur, pesant. Grain moyen et peu serré. Moins dur que le chêne, en revanche il se fend moins. Il présente des couches alternativement dures et tendres. Il est facilement attaqué par les vers. Difficile à raboter, il est le plus flexible des bois, et il donne de bons assemblages.

Orme. — Il y a deux sortes d'orme : l'orme commun et l'orme tortillard.

L'orme commun a pour densité : D = 743 à 942. De couleur brune, tirant sur le rouge, c'est un bois fibreux, dur, liant, mais facile à travailler. Son apparence est grossière, il se tourmente et se pique aux vers. Il présente une grande analogie avec le frêne ; il peut souvent remplacer le chêne. Il est très employé pour les pièces cintrées.

Orme tortillard : D = 743 à 942. Son bois est rouge, l'aubier jaune blanchâtre. Il est difficile à polir et à travailler, mais il ne se fend pas par le clou, et n'éclate jamais.

Châtaignier : D = 685. — Blanc un peu jaunâtre. C'est un bois d'excellente qualité, qui présente souvent l'aspect du chêne. Plus flexible que le chêne, il est moins dur. Il s'en distingue par l'absence de rayons médullaires. Il tient le milieu entre le chêne et l'orme. Résistant et fibreux, il se rabote mal et ne peut prendre de poli. Très facilement attaqué par les vers, il devient par l'âge dur et cassant.

Noyer : D = 600 à 920 kilogs. — C'est un bois gris brun veiné, très résistant.

Hêtre : D = 714 à 885. — C'est un bois fauve très clair veiné de parties brillantes plus claires. Il se casse aisément, et s'amincit en séchant ; il se tourmente et se fend facilement. Il présente un fort retrait. D'un grain peu homogène, il se laisse couper dans tous les sens.

Charme : D = 757 kilogs. — Blanc mat. Grain très fin et très serré. Difficile à travailler, se fend par séchage. Se tourne facilement. Peu de retrait.

Peuplier. — Il existe de nombreuses espèces de peupliers :

Peuplier blanc : D = 383 à 529 kilogs. C'est un bois blanc, léger, mou, facile à travailler.

Peuplier de Hollande : D = 528 à 614 kilogs. C'est celui qui donne le meilleur bois blanc.

Peuplier grisard. — C'est un bois très blanc, avec des veines rouges et roses dans le cœur. Grain fin et serré. Facile à travailler, il donne de bons assemblages.

Tremble : D = 526. — Bois mou, de peu de résistance. Se fend très droit.

Peuplier franc, ou peuplier noir. — Le plus résistant des peupliers ; bois léger et ferme.

Peuplier d'Italie : D = 393. — Très léger mou et spongieux ; très bon marché, mais n'a pas de valeur au point de vue construction.

Bouleau : D = 700 kilogs. — C'est un bois blanc rougeâtre, peu résistant. Cependant le bouleau du Canada, donne un bois assez dur et compact.

Tilleul. — Donne un bois blanc rougeâtre, facile à travailler : D = 600.

Platane : D = 650 à 728. — C'est un bois blanc, sans aubier et susceptible d'un beau poli.

Acacia. — Sa densité varie de 785 à 800 kilogs. De couleur jaune verdâtre, il présente un grain fin, dur et bien veiné ; il ne se pourrit pas et n'est pas attaqué par les vers. Il ne se gerce pas. Très flexible et susceptible d'un beau poli. C'est un excellent bois pour faire des chevilles.

Saule : D = 421 kilogs. — Ce bois est très employé pour le charronnage. Blanc, tendre et souple, il se rompt difficilement.

Buis : D = 900 à 1328 kilogs. — De couleur jaune paille, nuancé de vert, il est dur et compact. Il présente un tissu fin et uniforme, de grande résistance. Se tourne et se travaille bien.

Sapin. — Plusieurs variétés.

Le sapin commun a une densité qui varie de 528 à 600 kilogs. C'est un bois blanc, tendre, facile à travailler. Il est parfois noueux. Il est moins résineux que le pin et le mélèze. Il se colle bien et se courbe facilement.

Le sapin de Norwège ou du Nord, de densité D = 460 à 671 kilogs, présente deux variétés :

Le sapin rouge. — C'est le meilleur de tous les sapins. Plus léger que le chêne, il est plus résistant que le sapin ordinaire. Très solide, il se laisse facilement travailler et se coupe bien. Très durable, il s'assemble bien et résiste à l'humidité.

Le sapin blanc n'a pas les mêmes qualités que le précédent, et tel qu'on le trouve dans le commerce, il n'est généralement pas sec.

Sapin de Lorraine. — C'est un bois dur à travailler, noueux et léger. Il se colle bien.

Sapin d'Auvergne. — Peu résistant et peu durable.

Pin. — La densité varie suivant les espèces. Pour le pin du Nord, elle est de 814 à 828 kilogs. Pour le pin rouge 650 kilogs. Il existe un grand nombre d'espèces. Pin de Russie, de Suède, de Norvège, pin des Landes. Le pin silvestre est le meilleur pour son élasticité, sa force et sa durée. Le cœur du pin est plus dur, mais plus noueux que le sapin.

Résistance à la rupture des différents bois.

ESSENCES	Résistance en kilos par centimètre carré.	Poids spécifique en kilos par mètre cube.	Valeur relative de la résistance par rapport au poids spécifique.
Aulne	—	840	—
Pommier	—	834	—
Frêne anglais	1160	878	13.1
Frêne blanc	1020	723	13.0
Bambou	458	420	11.2
Hêtre anglais	835	895	9.3
Bouleau	1090	756	14.4
Bois africain	1670	—	—
Bois français	—	1393	—
Cèdre américain	842	590	14.3
Sapin de Christiania	909	—	—
Ébène	1960	1395	14.0
Orme	436	598	17.3
Orme (Elur rock)	945	840	11.2
Sapin de Norwège	—	527	—
Sapin de Dantzig	—	611	—
Hackmatack	870	622	14.0
Noyer d'Amérique	800	832	8.7
Bois de fer	—	1040	—
Genévrier	—	611	—
Bois de Lance	1670	756	22.1
Lignum vitæ (Am. du S.)	855	1400	—
Tilleul	—	845	—
Caroubier	1490	764	19.5
Acajou (Honduras)	1530	587	—
— (Espagne)	870	895	9.7
Érable	—	788	—
Chêne africain	690	864	7.9
— canadien		915	—
— de Dantzig	305	797	3.8
— anglais	550	900	6.1
— ardent	1190	1122	10 6
— de Pensylvanie séché	1475	—	—
— blanc	1200	903	13.2
— de Virginie	1840	—	—
Pin de Norwège	1015	777	13.0
Pitchpin	—	694	—
Pin rouge	945	619	15.2
— blanc	856	583	14.7
— jaune	945	484	19.5
— de Virginie	1395	—	—
Peuplier	510	403	12.6
— blanc	—	557	—
Sapin	900	525	17.1
Sycomore	945	654	14.4
Tamarack	—	403	—
Teck africain	1525	1028	14.8
— indien	1090	690	15.7
Noyer	—	705	—
— noir	1210	525	23.0
— de Michigan	1270	—	—
Saule	945	614	15.7

Mélèze : D = 657 kilogs. — Il est blanc, mais noircit à l'air. Il est moins noueux que le sapin, tout en étant plus fin, plus résineux et de grain plus serré. Il présente des couches alternativement tendres et dures. Il ne se plie pas et durcit à l'eau. C'est le plus résistant des bois résineux.

Bambou. — De couleur jaune et brune, c'est un bois fort, dur, ferme, difficile à couper, mais se fendant facilement.

Plusieurs espèces : Bambou telin, de Java.

Bambou ampel, léger et très dur, des Indes.

Bambou bulu-zuy, très dur, des Iles Moluques.

Bambou outick, très estimé.

Les nœuds qu'il présente sont un inconvénient pour son emploi. Pour éviter qu'il ne se fende, on l'entoure de fils que l'on encolle.

On a employé aussi le bambou refendu, collé et ligaturé. On l'obtient en enlevant dans les tiges naturelles des prismes de section triangulaire. L'un des angles étant une division exacte de la circonférence, en les rassemblant autour d'un centre commun, on aura une section pleine. On peut aussi découper des bandes rectangulaires. On colle et on ligature. En entoilant préalablement les bois à coller, on augmente la résistance.

Kurbaris. — C'est un gros arbre d'Afrique, de croissance lente. Il est très facile à travailler, n'est pas noueux, et ne se fend pas.

Tamarin. — Est un arbre très droit, qui croit en Afrique et aux Indes.

Teak. — Sa densité est de 696 kilogs. Il a la couleur du noyer clair. Il est considéré dans les Indes comme

le chêne en Europe. Il est employé à de multiples usages, à cause de sa résistance et de son inaltérabilité. De grain fin et serré, il est susceptible d'un beau poli.

Nous donnons le tableau des résistances à la rupture des divers bois, résistances données par M. A. Bracke, d'après Hiram Maxim.

Résistance des bois à la flexion.

(Chêne ou sapin de qualité ordinaire.)

HAUTEUR de la poutre en centimètres.	CHARGE DE SÉCURITÉ UNIFORMÉMENT RÉPARTIE DONT ON PEUT CHARGER UNE POUTRE DE 10 CENTIMÈTRES de largeur, posée sur deux appuis espacés de :				
	1 mèt.	2 mèt.	4 mèt.	6 mèt.	8 mèt.
	kilogr.	kilogr.	kilogr.	kilogr.	kilogr.
6	280	140	50	20	»
8	470	220	90	30	»
10	760	370	160	70	20
12	1 140	560	240	120	50
14	1 530	740	320	170	80
16	2 040	990	450	250	120
18	2 570	1 250	580	320	190
20	3 190	1 570	720	410	240
22	3 820	1 880	870	510	300
24	4 580	2 250	1 050	620	390
26	5 390	2 660	1 150	740	460
28	6 210	3 060	1 450	870	560
30	7 170	3 540	1 680	1 020	660
32	8 130	4 020	1 910	1 170	760
34	9 230	4 560	2 180	1 340	890
36	10 320	5 110	2 450	1 500	1 000
38	11 500	5 700	2 700	1 700	1 100
40	12 500	6 000	3 000	1 800	1 230

L'aluminium. — Ce métal présentant une importance particulière pour la construction des aéroplanes, des moteurs, des hélices et même des hangars, nous donnerons, d'après l'étude détaillée que M. P. Moissonnier en a faite, quelques indications sur sa nature, sa fabrication, ses propriétés et son travail.

L'aluminium est le métal le plus répandu dans la nature. Ce n'est pourtant qu'au XIXe siècle que son existence fut soupçonnée, et qu'il fut isolé. Wöhler parvint à l'isoler en 1827 sous forme d'une poudre grise. H. Sainte-Claire Deville, en 1854, l'obtint à l'état de pureté, sous forme de globules brillants, ductiles, malléables, remarquables par leur légèreté. En 1855, on vit au Palais de l'Industrie, la première barre d'aluminium. En 1857, il coûtait 3.000 francs le kilogramme; en 1859 il ne coûtait plus que 300 francs. En 1885, Cowles obtint un bronze d'aluminium. Enfin en 1886, apparaissent les procédés électrolytiques de M. Minet, puis de MM. Heroult et Hall.

Minerais d'aluminium. — L'aluminium se trouve, à l'état de combinaison, dans un grand nombre de minerais.

L'alumine Al^2O^3 est la base de la plupart des roches communes ; c'est le principal élément des argiles. Il se trouve dans les porphyres, le granit, le gneiss, le mica, la syénite. Le rubis et le saphir sont de l'alumine. On la trouve aussi dans le kaolin, les schistes et les ardoises.

Les deux minerais d'où l'on extrait industriellement l'aluminium sont la cryolithe et la bauxite.

La cryolithe, fluorure double d'aluminium et de sodium, a ses principaux gisements à Evigtok dans le Groënland, à Miask dans l'Oural. Elle contient 13 0/0 d'aluminium, des traces de fer et de silicium.

La bauxite est très répandue en France; on la trouve dans l'Hérault, le Var, les Alpes-Maritimes, les Bouches-du-Rhône, le Puy-de-Dôme et l'Ariège.

La bauxite de Villevayrad (Hérault) a pour composition :

Alumine	82,00 %
Eau	14,20 %
Silice	2,00 %
Oxyde de fer	0,10 %
Divers	1,70 %

Les principaux gisements étrangers sont en Autriche, en Irlande, et dans l'Amérique du Nord.

Préparation industrielle de l'aluminium. — L'aluminium se prépare industriellement par divers procédés électrolytiques.

Dans le procédé Minet, on électrolyse un bain composé de chlorure de sodium, et d'un fluorure double d'aluminium et de sodium :

$$12\,Na\,Cl + Al^2\,Fl^6, 6\,Na\,Fl$$

Ce dernier sel est constamment régénéré par l'adjonction d'alumine.

M. Héroult effectue l'électrolyse de l'alumine dissoute dans la cryolithe en fusion. Pour obtenir les alliages d'aluminium, la cathode est constituée par le métal que l'on veut associer à l'aluminium.

Propriétés de l'aluminium. — L'aluminium est un métal blanc, tirant sur le bleu ; d'après quelques-unes de ses propriétés, il se classe entre le cuivre et le fer, d'après d'autres entre le zinc et l'étain. Son poids atomique est 27,5. Sa densité est de 2,56. Elle peut devenir 2,67 s'il est martelé. Sa chaleur spécifique est

0,2183. L'aluminium a un faible pouvoir émissif. Par conséquent l'aluminium s'échauffe rapidement et se refroidit lentement.

Point de fusion 700°.

L'aluminium pur ne s'altère pas à l'air, même humide. Tout au plus, peut-il se recouvrir d'une mince pellicule d'oxyde qui le préserve de toute attaque ultérieure.

L'aluminium que l'on trouve dans le commerce est plus ou moins pur ; il est combiné à certains métaux. Au début de l'industrie électrolytique, il contenait de 4,6 à 8 0/0 d'impuretés qui modifiaient notablement les propriétés du métal. En 1891, on l'obtenait à 5 et 3 0/0 d'impuretés, en 1895 à 1,5 0/0 d'impuretés.

Les principales impuretés sont le silicium et le fer, qui proviennent du minerai. On peut, d'après M. Hunt, se débarrasser du silicium, et ne pas avoir plus de 0,1 0/0 de fer. Le silicium s'y trouve sous deux états : à l'état de combinaison, comme dans la fonte, ou à l'état de silicium graphitoïde. Suivant l'un ou l'autre cas, l'aluminium a des propriétés différentes.

Le silicium combiné donne plus de dureté que le silicium graphitoïde. Généralement le silicium combiné constitue la plus grande partie de la silice totale, de 45 à 80 0/0.

L'aluminium industriel se couvre à l'air d'une légère couche superficielle d'oxyde. On peut l'enlever par un lavage avec une solution étendue d'acide fluorhydrique. Point de fusion de l'aluminium industriel 722°. Il devient pâteux à 555° et sa résistance diminue notablement à 222° ; il se volatilise à l'arc électrique. On peut obtenir l'aluminium industriel au titre de 990 à 995 pour 1000, avec 2 à 3 millièmes de fer, et autant de silicium.

Propriétés mécaniques de l'aluminium. — La résistance de l'aluminium est de :

pour le métal coulé :	10 kg. 600	par millimètre carré.
pour le métal laminé :	17 kg. 000	—
pour le métal étiré :	20 kg. 400	—
pour le métal en barres :	20 kg. 000	—

Il présente une cassure ordinaire, avec des cristaux hexagonaux ; par l'écrouissage, il peut prendre une apparence fibreuse ; sous des flexions répétées, il peut se rompre.

Brut, il manque de dureté et de rigidité, mais il peut acquérir ces qualités, soit par des traitements mécaniques appropriés, martelage, laminage à froid, écrouissage, soit par l'addition de certains métaux étrangers.

Il vient à côté du fer pour la résistance mécanique ; pour la malléabilité il vient de suite après l'or et l'argent ; pour la ductilité il vient après l'or, l'argent, le platine, le fer, l'acier doux, le cuivre, c'est-à-dire au septième rang.

Le laminage augmente les qualités de résistance de l'aluminium. Il peut être laminé à froid. Il vaut mieux le laminer entre 200 et 300° Fahrenheit (110° à 166° centigrades). Par le travail, il gagne de la dureté, de la rigidité, mais il perd de la malléabilité et de la conductibilité. Aussi faut-il avoir soin de le recuire après chaque opération.

L'aluminium, comme nous le verrons plus loin, se soude difficilement.

L'aluminium se moule avec une grande facilité. On peut le couler dans des moules en sable de fonderie ordinaire. On peut le couler dans des moules métalliques : c'est le moulage en coquille.

L'aluminium peut être embouti, et l'on peut obtenir ainsi des récipients d'assez grande capacité.

L'aluminium se forge, se tourne. On peut facilement le polir et le limer.

L'aluminium, laminé à 450°, est très doux, et se laisse aisément travailler. On peut le marteler, sur des tas appropriés, à l'aide de maillets en bois. Cette opération peut se faire à froid ; il est préférable de chauffer légèrement. Si on veut que le métal garde sa douceur, on le recuit à 450° ; si on veut lui conserver une certaine dureté, on recuit à 200°.

Trempe et recuit de l'aluminium. — L'aluminium durcit par la trempe. Pour le tremper, on chauffe le métal au rouge et on le refroidit brusquement dans l'eau froide, ou dans un liquide réfrigérant. La trempe convient surtout aux alliages au titane, au tungstène, qui durcissent par cette opération.

Pour adoucir le métal trempé, on le recuit. Pour le recuire, on chauffe le métal au-dessous du rouge sombre, à la température où une pièce de fer vue à demi-jour dans le moufle paraît rouge, et où l'aluminium lui-même n'est pas rouge. On le retire alors du four, et on le laisse refroidir lentement.

L'aluminium titané peut subir avec avantage l'opération de la double trempe. Pour la double trempe, on chauffe le métal au rouge, et on le refroidit brusquement ; on le chauffe une seconde fois, mais à une température un peu inférieure à la précédente, et on le plonge dans un bain d'eau glacée et de glycérine.

Par le recuit, un aluminium qui présentait à la traction une résistance de 35 à 40 kilogs et un allongement de 3 à 6 0/0, a pris une résistance de 20 à 25 kilogs et un allongement de 40 0/0.

Tubes d'aluminium. — L'aluminium peut s'étirer en tubes. Par cette opération, il gagne de la résistance. Ces tubes peuvent être courbés. En les réunissant, on peut constituer des poutres en tubes d'aluminium.

Soudure de l'aluminium. — Un grand obstacle à la généralisation de l'emploi de l'aluminium, réside dans la difficulté de le souder. Quand on chauffe le métal pour le souder, il se produit une pellicule d'oxyde à la surface, et cette pellicule s'oppose à l'union du métal avec la soudure. On ne peut le décaper avec les composés chlorés que l'on emploie ordinairement, et qui attaquent aussi le métal. On ne peut dissoudre l'oxyde dans les dissolvants habituels : borax, cyanure de potassium, cryolithe qui fondent à des températures supérieures au point de fusion de l'aluminium. Mais le plus grand reproche que l'on puisse faire aux soudures d'aluminium par interposition d'un métal auxiliaire, c'est leur durée éphémère. Ces soudures s'altèrent rapidement, probablement par le fait d'actions électrolytiques provenant du couple formé par le métal étranger et l'aluminium en présence de l'air humide.

Voici quelques compositions de soudures :

Soudure Bourbouze : Elle nécessite, comme la plupart des soudures d'aluminium, un étamage préalable des parties à réunir. On peut employer un alliage d'étain et de zinc, ou étain, bismuth, aluminium. Un bon alliage est celui qui se compose de 82 0/0 d'étain et de 18 0/0 d'aluminium. Pour souder un métal étranger à l'aluminium, on étame l'aluminium avec l'alliage ci-dessus, et le métal à l'étain pur.

On peut employer les soudures suivantes :

Etain : 85 à 95 % Bismuth : 15 à 5 %

ou bien :

Etain : 99 % Bismuth : 1 %

ou :

Etain :	90 %
Bismuth :	5 %
Aluminium :	5 %

On mélange les éléments, et on fond la soudure en barrettes. On nettoie les pièces, on les chauffe, et on applique la soudure au fer ; on emploie comme fondant la paraffine ou la vaseline.

Une autre soudure :

Zinc : 80 à 94 %
Aluminium : 20 à 6 %

ou bien :

Zinc :	20 %
Etain :	30 %
Cadmium :	50 %

Autre soudure :

Plomb :	12,50
Etain :	25,00
Zinc :	62,50

M. Delécluse est arrivé à souder l'aluminium avec le fer ordinaire à braser, en se servant d'une composition spéciale. Il a pu aussi souder l'aluminium sur le fer, sur le cuivre, sur le zinc.

M. Spring a pu réussir la soudure autogène de l'aluminium. Pour cela il prépare soigneusement les

pièces à souder ensemble, il les presse ensemble fortement, et chauffe à 784° Fahrenheit pendant 8 heures.

On a indiqué un procédé de soudure de l'aluminium par le carbure de calcium.

On a proposé aussi la soudure électrique de l'aluminium.

Alliages d'aluminium. — L'aluminium est surtout employé en mécanique sous forme d'alliages. Ses alliages sont susceptibles des applications les plus étendues. En 1896, un torpilleur français de 18 mètres de long, de 2m,80 de large, a été fabriqué avec des alliages à 3 et 6 0/0 de cuivre. On en a fait un pont démontable et portatif. Ils servent à faire des pièces fondues pour automobiles, les carters de moteurs, des pièces d'assemblages pour aéroplanes, etc.

Les alliages d'aluminium ont des propriétés bien supérieures à celles du métal pur. Le maximum de résistance est obtenu avec l'alliage à 10 0/0 de cuivre. Allié à de petites quantités de cuivre, nickel, de manganèse, de chrome, il acquiert, sans que sa densité soit notablement augmentée, une résistance presque égale aux laitons, maillechorts, tôles de fer et même acier doux et extra-doux.

Si l'on ajoute une petite quantité d'aluminium à un métal; il accroît ses qualités. Les métaux qui peuvent lui être alliés avec avantage sont ceux qui, dans l'échelle de la pile, sont le plus éloignés de lui : cuivre, nickel, manganèse, titane, chrome. Quoiqu'il puisse s'allier à tous les métaux, sauf le plomb et le mercure, on ne doit chercher à l'allier ni au zinc, ni à l'étain, ni au fer, qui le rendent très altérable. Les alliages d'aluminium sont assez difficiles à obtenir homogènes, en raison des différences de densités des métaux en présence. Ils voient leurs qualités augmentées par le laminage, l'écrouissage, le martelage. Pour avoir des alliages de bonne qualité, il faut qu'ils soient exempts de sodium ; la teneur en fer et en silicium ne doit pas dépasser 0,3 à 0,4 ; on ne doit trouver que des traces d'alumine et de phosphore.

On distingue les alliages légers d'aluminium et les alliages lourds : les alliages légers sont ceux où le principal élément est l'aluminium allié à de petites quantités d'autres métaux ; les alliages lourds sont ceux qui contiennent une petite quantité d'aluminium alliée à un autre principal constituant.

Voici quelques compositions d'alliages :

1° Un alliage composé de :

83 % d'aluminium
17 % d'étain

peut être employé comme soudure ;

2° Un alliage de :

91 % d'aluminium
9 % d'étain

a une résistance à la traction de 30 à 38 kilogs. Sa densité est 2,85 ;

3° Les alliages contenant de 1 à 6 0/0 de cuivre sont les plus employés. Leur densité varie de 2,50 à 2,70.

L'alliage à 3 0/0 de cuivre a une résistance de 25 kilogs.

L'alliage à 6 0/0 de cuivre a une résistance de 38kg,500.

L'alliage à 15 0/0 de cuivre a une résistance de 32 kilogs.

Tableau des Résistances à la traction de divers matériaux.

MATÉRIAUX	CHARGE par millimètre carré qu'on peut appliquer avec *sécurité*.	CHARGE par millimètre carré qui commence à *altérer l'élasticité*	CHARGE par millimètre carré qui produit la *rupture*.	COEFFICIENT d'*élasticité* E en kil. par mill. carré
Métaux.	kilogr.	kilogr.	kilogr.	
Fer forgé de grosseur moyenne et de bonne qualité	6.00	11 à 18	34.00	19 000
Fil de fer de 3 millim. de diamètre non recuit	9.00	18.00	70.00	19 000
Acier extra-doux	7.00	22.80	40.00	22 000
Acier très doux	7.50	25.50	44.00	22 000
Acier doux	9.00	31.00	54.00	22 000
Acier dur	10.50	35.50	64.00	22 000
Acier tres dur.	12.00	39.50	74.00	22 000
Acier extra dur	13.50	42.50	84.00	22 000
Fil d'acier	»	»	130 à 200	»
Fonte grise ordinaire	3.00	6.00	12.00	9 500
Cuivre rouge fondu	2.10	»	13.00	»
Cuivre rouge laminé	4.00	8.00	25.00	10 000
Fil de cuivre non recuit	7.00	13.00	60.00	12 000
Laiton	2.20	4.40	12.50	6 500
Fil de laiton non recuit	8.00	»	70.00	10 000
Bronze à 10 0/0 d'étain, en masses volumineuses	2.00	»	12.00	3 200
Bronze à 10 0/0 d'étain, en pièces de petite et de moyenne grosseur	3.30	»	20.00	3 200
Plomb	0.22	0.44	1.35	600
Zinc	0.75	1.50	5.50	9 400
Etain	0.45	0.90	3.00	3 200
Bois (cont. environ 20 0/0 d'humidité).				
Teak	1.10	»	11.00	1 600
Chêne de bonne qualité	0.75	»	7.50	1 100
Chêne de bonne qualité perpendiculairement aux fibres	0.17	»	1.70	»
Pin	0.75	»	7.50	1 400
Sapin	0.40	»	4.00	900
Orme	0.70	»	7.00	1 000
Divers.				
Courroies en cuir pour transmissions	0.55	»	3.00	»
Cordes en chanvre pour transmissions	0.80	»	6.00	»
Cordages non goudronnés, neufs, de très bonne qualité	2.20	»	9.50	»
Cordages goudronnés, neufs, de très bonne qualité	1.50	»	6.30	»
Câbles métalliques en fil de fer.	(8 kilogr. par millim. carré de la section réelle du fer, calculée d'après le poids du m. de câble.)	»	40.00	»

L'alliage d'aluminium à 3 0/0 recuit a une résistance de 20^{kg},500 et un allongement de 21,70.

L'alliage à 6 0/0 recuit a une résistance de 20^{kg},400 un allongement de 17;

4° Alliage au titane :

Aluminium :	69,63
Titane :	30,37

5° Alliage au silicium :

Aluminium :	90 %
Silicium :	9 %
Fer :	1 %

Cet alliage peut remplacer l'acier extra doux. Il a un grain très serré. Il présente une résistance de 23 kilogs, un allongement de 10 à 15 0/0.

Ces alliages, de densité 2,60, ont une très grande homogénéité, et se moulent facilement;

6° Partinium. — Le partinium est un alliage d'aluminium de composition variable, et pouvant contenir du cuivre, du nickel, du tungstène, du manganèse. Ce sont des alliages très homogènes.

Un de ces alliages, pour pièces laminées, présentait une densité D = 3. Une résistance de 37 kilogs, un allongement de 10 à 12 0/0.

Un autre, pour pièces fondues avait une densité de 2,89, une résistance de 12 à 18 kilogs, un allongement de 5 à 6 0/0;

7° Les alliages préparés par les Forges de Sedan présentent des qualités remarquables. Sous forme de tubes que l'on peut recourber, ils réalisent, à résistance égale, un allegement de 60 0/0 sur le fer, de 40 0/0 sur l'acier, de 33 0/0 sur le sapin;

8° Alliages lourds :

Aluminium :	10 %
Cuivre :	90 %

pour fonderie. Ont une résistance de 48 à 60 kilogs, un allongement de 24 à 12 0/0;

9° Laitons d'aluminium :

Aluminium :	10 %
Zinc :	30 %
Cuivre :	60 %

Cet alliage a une résistance à la rupture par traction égale à 30 kilogs par millimètre carré, et un allongement à la rupture de 33 à 45 0/0.

Matériaux divers. — Voici les charges de rupture par traction de quelques métaux usuels :

Maillechorts et laitons R = 30 à 40 kilogs.

Tôles de fer : fine R = 35 ; supérieure R = 32 ; ordinaire R = 31 ; commun R = 28.

Acier extra-doux R = 34 à 40 ; doux 40 à 48 ; demi-doux 48 à 54 ; demi-dur R = 55 à 65 ; dur R = 65 à 75; extra-dur R = 75.

Tôle d'acier : extra-douce R = 35 à 43 ; douce R = 42 à 50; demi-douce R = 48 à 58 ; demi-dure R = 58 à 68.

Fils d'acier, 40 à 80 kilogs.

Pour la constitution des voilures, on emploie généralement des étoffes caoutchoutées.

La Société Continental fournit des étoffes en coton égyptien caoutchouté, pesant de 120 à 190 grammes par mètre carré, et donnant une résistance de 1,000 kgs par mètre.

Il se fait aussi des tissus doubles, composés de deux surfaces, l'une caoutchoutée, l'autre simple. Ces tissus pèsent environ 300 grammes au mètre carré.

On peut employer aussi de la soie imperméable, de la toile vernie et poncée, qui donne un frottement très faible sur l'air. On a proposé aussi le papier, qui est très léger et très lisse. On a songé aussi à des tissus en fils métalliques ; un tissu en fil d'aluminium de 2/10 de millimètre de diamètre ne pèserait pas plus de 500 grammes par mètre carré. La toile serait rendue étanche au moyen d'un vernis à l'huile de lin.

On pourrait, paraît-il, abaisser ce poids à 300 grammes par mètre carré.

On pourrait aussi employer la fibre vulcanisé de 0,0008 d'épaisseur, le celluloïd en feuilles de 0,00075 d'épaisseur, mais il est à craindre que sa trop grande facilité de combustion n'empêche qu'il soit adopté.

Table des arcs, sinus et tangentes.

DEGRÉS	ARCS	SINUS	TANGENTES	DEGRÉS	ARCS	SINUS	TANGENTES
1	0,0174	0,0174	0,0174	46	0,8029	0,7193	1,0355
2	0,0350	0,0349	0,0350	47	0,8203	0,7314	1,0724
3	0,0524	0,0523	0,0524	48	0,8378	0,7431	1,1106
4	0,0700	0,0698	0,0699	49	0,8552	0,7547	1,1504
5	0,0873	0,0872	0,0875	50	0,8727	0,7660	1,1918
6	0,1047	0,1045	0,1051	51	0,8901	0,7771	1,2349
7	0,1222	0,1219	0,1228	52	0,9076	0,7880	1,2799
8	0,1399	0,1392	0,1405	53	0,9250	0,7986	1,3270
9	0,1571	0,1564	0,1584	54	0,9425	0,8090	1,3764
10	0,1745	0,1736	0,1763	55	0,9599	0,8192	1,4281
11	0,1920	0,1908	0,1944	56	0,9774	0,8290	1,4826
12	0,2094	0,2079	0,2126	57	0,9948	0,8387	1,5399
13	0,2269	0,2250	0,2309	58	1,0123	0,8480	1,6003
14	0,2443	0,2419	0,2493	59	1,0297	0,8572	1,6643
15	0,2618	0,2588	0,2679	60	1,0472	0,8660	1,7321
16	0,2793	0,2756	0,2867	61	1,0647	0,8746	1,8040
17	0,2967	0,2924	0,3057	62	1,0821	0,8829	1,8801
18	0,3142	0,3090	0,3249	63	1,0996	0,8910	1,9626
19	0,3316	0,3256	0,3443	64	1,1170	0,8988	2,0503
20	0,3491	0,3420	0,3640	65	1,1345	0,9063	2,1445
21	0,3665	0,3584	0,3839	66	1,1519	0,9135	2,2460
22	0,3840	0,3746	0,4040	67	1,1694	0,9205	2,3559
23	0,4014	0,3907	0,4245	68	1,1868	0,9272	2,4751
24	0,4189	0,4067	0,4452	69	1,2043	0,9336	2,6051
25	0,4363	0,4226	0,4663	70	1,2217	0,9397	2,7475
26	0,4538	0,4384	0,4877	71	1,2392	0,9455	2,9042
27	0,4712	0,4540	0,5095	72	1,2566	0,9511	3,0777
28	0,4887	0,4695	0,5317	73	1,2741	0,9563	3,2709
29	0,5061	0,4848	0,5543	74	1,2915	0,9613	3,4874
30	0,5236	0,5000	0,5774	75	1,3080	0,9659	3,7321
31	0,5411	0,5150	0,6009	76	1,3265	0,9703	4,0108
32	0,5585	0,5299	0,6249	77	1,3439	0,9744	4,3315
33	0,5760	0,5446	0,6494	78	1,3614	0,9781	4,7046
34	0,5934	0,5592	0,6745	79	1,3788	0,9816	5,1445
35	0,6109	0,5736	0,7002	80	1,3963	0,9848	5,6713
36	0,6283	0,5878	0,7265	81	1,4137	0,9877	6,3138
37	0,6458	0,6018	0,7536	82	1,4312	0,9903	7,1154
38	0,6632	0,6157	0,7813	83	1,4486	0,9925	8,1443
39	0,6807	0,6293	0,8098	84	1,4661	0,9945	9,5144
40	0,6981	0,6428	0,8391	85	1,4835	0,9962	11,4301
41	0,7156	0,6561	0,8693	86	1,5010	0,9976	14,3007
42	0,7330	0,6691	0,9004	87	1,5184	0,9986	19,0811
43	0,7505	0,6820	0,9325	88	1,5359	0,9994	28,6362
44	0,7679	0,6947	0,9657	89	1,5533	0,9998	57,2900
45	0,7854	0,7071	1,0000	90	1,5708	1,0000	infini.

II. Vitesse angulaire (ω) en fonction du nombre de tours (n) par minute.

$$\omega = \frac{2\pi n}{60}$$

Dizaines / Unités	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
0		0,1047	0,2094	0,3142	0,4189	0,5236	0,6283	0,7330	0,8378	0,9425
1	1,0472	1,1519	1,2566	1,3614	1,4661	1,5708	1,6755	1,7802	1,8850	1,9897
2	2,0944	2,1991	2,3038	2,4086	2,5133	2,6180	2,7227	2,8274	2,9322	3,0369
3	3,1416	3,2463	3,3510	3,4558	3,5605	3,6652	3,7699	3,8746	3,9794	4,0841
4	4,1888	4,2935	4,3982	4,5029	4,6077	4,7124	4,8171	4,9218	5,0265	5,1313
5	5,2360	5,3407	5,4454	5,5501	5,6549	5,7596	5,8643	5,9690	6,0737	6,1785
6	6,2832	6,3879	6,4926	6,5973	6,7021	6,8068	6,9115	7,0162	7,1209	7,2257
7	7,3304	7,4351	7,5398	7,6445	7,7493	7,8540	7,9587	8,0634	8,1681	8,2729
8	8,3776	8,4823	8,5870	8,6917	8,7965	8,9012	9,0059	9,1106	9,2153	9,3201
9	9,4248	9,5295	9,6342	9,7389	9,8437	9,9484	10,053	10,158	10,263	10,367
10	10,472	10,577	10,681	10,786	10,891	10,996	11,100	11,205	11,310	11,414
11	11,519	11,624	11,729	11,833	11,938	12,043	12,147	12,252	12,357	12,462
12	12,566	12,671	12,776	12,881	12,985	13,090	13,195	13,299	13,404	13,509
13	13,614	13,718	13,823	13,928	14,032	14,137	14,242	14,347	14,451	14,556
14	14,661	14,765	14,870	14,975	15,080	15,184	15,289	15,394	15,499	15,603
15	15,708	15,813	15,917	16,022	16,127	16,232	16,336	16,441	16,546	16,650
16	16,755	16,860	16,965	17,069	17,174	17,279	17,383	17,488	17,593	17,698
17	17,802	17,907	18,012	18,117	18,221	18,326	18,431	18,535	18,640	18,745
18	18,850	18,954	19,059	19,164	19,268	19,373	19,478	19,583	19,687	19,792
19	19,897	20,001	20,106	20,211	20,316	20,420	20,525	20,630	20,735	20,839
20	20,944	21,049	21,153	21,258	21,368	21,468	21,572	21,677	21,782	21,886
21	21,991	22,096	22,201	22,305	22,410	22,515	22,619	22,724	22,829	22,934
22	23,038	23,143	23,248	23,353	23,457	23,562	23,667	23,771	23,876	24,981
23	24,086	24,190	24,295	24,400	24,504	24,600	24,714	24,819	24,923	25,028
24	25,133	25,237	25,342	25,447	25,552	25,656	25,761	25,866	25,970	26,075
25	26,180	26,285	26,389	26,494	26,599	26,704	26,808	26,913	27,018	27,122
26	27,227	27,332	27,437	27,541	27,646	27,751	27,855	27,960	28,065	28,170
27	28,274	28,379	28,484	28,588	28,693	28,798	28,903	29,007	29,112	29,217
28	29,322	29,426	29,531	29,636	29,740	29,845	29,950	30,055	30,159	30,264
29	30,369	30,473	30,578	30,683	30,788	30,892	30,997	31,102	31,206	31,311
30	31,416	31,521	31,625	31,730	31,835	31,940	32,044	32,149	32,254	32,358
31	32,463	32,568	32,673	32,777	32,882	32,987	33,091	33,196	33,301	33,406
32	33,510	33,615	33,720	33,824	33,929	34,034	34,139	34,243	34,348	34,453
33	34,558	34,662	34,767	34,872	34,976	35,081	35,186	35,291	35,395	35,500
34	35,605	35,709	35,814	35,919	36,024	36,128	36,233	36,338	36,442	36,547
35	36,652	36,757	36,861	36,966	37,071	37,176	37,280	37,385	37,490	37,594
36	37,699	37,804	37,909	38,013	38,118	38,223	38,327	38,432	38,537	38,642
37	38,746	38,851	38,956	39,060	39,165	39,270	39,375	39,479	39,584	39,689
38	39,794	39,898	40,003	40,108	40,212	40,317	40,422	40,527	40,631	40,736
39	40,841	40,945	41,050	41,155	41,260	41,364	41,469	41,574	41,678	41,783
40	41,888	41,993	42,097	42,202	42,307	42,412	42,516	42,621	42,726	42,830
41	42,935	43,040	43,145	43,249	43,354	43,459	43,563	43,668	43,773	43,878
42	43,982	44,087	44,192	44,296	44,401	44,506	44,611	44,715	44,820	44,925
43	45,029	45,134	45,239	45,344	45,448	45,553	45,658	45,763	45,867	45,972
44	46,077	46,181	46,286	46,391	46,496	46,600	46,705	46,810	46,914	47,019

COMPARAISON DES MESURES ANGLAISES AUX MESURES FRANÇAISES

Mesures de longueur.	Le pouce (inch) (1/36 yard)	vaut	2,539954
	Le pied (foot) (1/3 yard)	»	3,0479449 dm.
	Le yard (3 foots)	»	0,91438348 m.
	Le fathom (2 yards)	»	1,82876696
	Le pole ou perche (5 1/2 yard)	»	5,02911
	Le furlong (200 yards ou 40 poles)	»	201,16437
	Le mille (1.760 yards ou 8 furlongs	»	1609,3149
Mesures de superficie.	Le pouce carré (square inch)	vaut	0,000645 mq.
	Le pied carré (square foot) = 144 square inch	»	0,0929
	Le yard carré = 9 pieds carres	»	0,836097
	Le square pole (perche carrée)	»	25,291939
	L'acre (4.840 yards carrés ou 4 roods)	»	0,404671 hectre
Mesures de capacité ou de volume.	Le cubic inch (pouce cube)	vaut	0,00001638 mc.
	Le cubic foot (pied cube)	»	0,028315
	Le tonneau de mer (40 pieds cubes)	»	1,132600
	Le gill	»	0,141983 litres
	Le pint (1/8 gallon = 4 gills)	»	0,567932
	Le quart (1/4 gallon = 2 pints)	»	1,135864
	Le gallon impérial (4 quarts)	»	4,54345797
	Le peck (2 gallons)	»	9,0869159
	Le bushel (8 gallons)	»	36,347664

	Le sack (3 bushels)	»	1,09043 hectol.
	Le quarter (3 bushels)	»	2,907813
	Le chaldun (12 sacks)	»	13,08516
	Le barul (32 gallons)	»	145,390656
Poids (système troy).	Le grain (1/24 de penny weight)	vaut	0,0648 gr.
	Le denier ou penny-weight (1/20 once)	»	1,5552
	L'once (ounce) (1/2 de livre troy)	»	31,091
	La livre troy	»	0,373096 kgs
Poids (système avoir du poids).	Le dramm (1/16 once)	vaut	1,771 gr.
	L'once (1/16 livre) (ounce)	»	28,338
	La livre (pound)	»	0,4534 kg.
	La stone (14 livres)	»	6,350302 kg.
	Le quarter (2 stones)	»	12,700604
	Le hundreid-weight ou wt ou quintal (= 112 livres)	»	50,78
	La tonne (ton) (20 quintaux)	»	1015,65

Valeur de quelques unités mécaniques.

1 livre par pied carré = 4kg,880695 par mq.
1 kilogramme par c/m² = 14,22839 livres par pouce carré.
1 atmosphère = 1,033 kg. par c/m² = 14,6979 livres par pouce carré.
1 cheval vapeur anglais (horse power).
= 550 foot pounds par seconde.
= 76,041 kilogrammètres par seconde.
= 1,0139 cheval vapeur métrique.
1 foot pound = 0,13825 kilogrammètre.

Constantes usuelles et leurs logarithmes.

QUANTITE	VALEUR NUMÉRIQUE	LOGARITHME	QUANTITÉ	VALEUR NUMÉRIQUE	LOGARITHME
$\sqrt{2}$	1,41421	0,15051	$\frac{1}{\pi^2}$	0,03225	$\bar{2}$,50855
$\sqrt{3}$	1,73205	0,23856			
$\sqrt{5}$	2,23606	0,34947	$\sqrt[3]{\frac{1}{\pi}}$	0,68278	$\bar{1}$,83431
$\sqrt{\frac{1}{2}}$	0,70711	$\bar{1}$,84949	$\sqrt[3]{\frac{3}{4\pi}}$	0,62035	$\bar{1}$,79264
$\sqrt{\frac{1}{3}}$	0,57735	$\bar{1}$,76144	$\sqrt[3]{\frac{4\pi}{3}}$	1,61199	0,20736
π	3,14159	0,49715	g	981	2,99167
2π	6,28319	0,79718	$\frac{1}{g}$	0,00102	$\bar{3}$,00860
4π	12,56637	1,09921			
			g^2	962361	5,98334
$\frac{\pi}{2}$	1,57079	0,19512	$\sqrt{g}$	31,3201	1,49582
$\frac{\pi}{4}$	0,78540	$\bar{1}$,89509	$\sqrt{2g}$	4,4294	0,64635
			e	2,71828	0,43429
$\frac{1}{4\pi}$	0,07960	$\bar{2}$,90180	$\mathrm{M} = \log_e$	0,43429	$\bar{1}$,63778
			$\frac{1}{\mathrm{M}} = \log_e 10$	2,30259	0,36222
$\frac{4}{3}\pi$	4,18879	0,62209			
			$\sqrt{2+\sqrt{2}}$	1,84775	0,26665
π^2	9,86960	0,99430			
π^3	31,0063	1,49145	$\sqrt{4+2\sqrt{2}}$	2,61312	0,41716
$\sqrt{\pi}$	1,77245	0,24857	$\sqrt{10+2\sqrt{5}}$	3,80422	0,58026
$\sqrt[3]{\pi}$	1,46467	0,16572	$\sqrt{50+10\sqrt{5}}$	8,50650	0,92975
$\frac{1}{\pi}$	0,31831	$\bar{1}$,50285	$\sqrt{2-\sqrt{2}}$	0,76536	$\bar{1}$,88385
			$\sqrt{4-2\sqrt{2}}$	1,08239	0,03437
$\sqrt{\frac{1}{\pi}}$	0,56419	$\bar{1}$,75143	$\sqrt{10-2\sqrt{5}}$	2,35114	0,37127
$\frac{1}{\pi^2}$	0,10132	$\bar{1}$,00570	$\sqrt{50-10\sqrt{5}}$	5,16132	0,71276

TABLE DES MATIÈRES

CHAPITRE PREMIER.

RÉSISTANCE DE L'AIR.

Première loi ou loi du carré de la vitesse. 1
Deuxième loi ou loi des surfaces. 2
Déplacement orthogonal d'une surface 3
Valeur du coefficient. 4
Déplacement d'une surface inclinée sur sa trajectoire. . . . 5
Formules de Rankine. 7
Formules de M. Vallier 8
Formules de M. Marcel Desprez. 10
Expériences de Lilienthal 11
Formules de M. A. Goupil. 13
Influence de l'allongement de la voiture 14
Position du centre de pression. 14
Expériences de M. Eiffel 15
Répartition de la pression sur une surface plane. 15

CHAPITRE II.

DYNAMIQUE DE L'AÉROPLANE.

Théorie du capitaine Ferber 19
Formule de la vitesse. 23
Étude élémentaire de la marche horizontale d'un aéroplane. 24
Théorème de Pénaud 26
Puissance nécessaire au vol 27
Théorème 27
Formules de M. Goupil 28

Formules de M. Drzewiecki 29
Étude générale de la marche d'un aéroplane d'après M. R. Soreau 30
Étude géométrique de l'équilibre de l'aéroplane 36
Voilure plane équivalente 38
Tracé des éléments de la marche, quand on prend l'angle d'attaque comme paramètre 40
Conditions graphiques de l'équilibre 41
Propriétés et constructions de polygone dynamique 41

CHAPITRE III.

LES PROPULSEURS AÉRIENS.

Notions géométriques sur l'hélice. — Définition de l'hélice géométrique 45
Spire d'hélice 45
Développement de l'hélice 45
Équations de l'hélice 47
Tangente à l'hélice 47
Tracé d'une hélice 47
Pas à droite, pas à gauche 49
Projections d'une hélice 49
Hélicoïde 50
L'hélice propulsive. — Génération de l'hélice à deux ailes . 50
Fraction de pas 52
Génération de l'hélice à plusieurs ailes 52
Développement des sections cylindriques d'une hélice . . 52
Éléments d'une hélice 53
Pas variable 54
Épure d'une hélice 54
Action aérodynamique d'une hélice 56
Rendement d'une hélice 58
Recul 59
Conditions de meilleur rendement 60
Relation entre la poussée d'une hélice au point fixe et la poussée à la vitesse V 60
Formules du colonel Renard. — Puissance et traction . . . 61
Qualité d'une hélice 61
Pas 61
Valeur des coefficients 62

Application au calcul d'une hélice 62
Qualité d'une hélice, d'après M. L. Bréguet 64
Formules du capitaine Ferber 64
Formules de M. Drzewiecki 65
Application au calcul d'une hélice 67
Détermination du pas 69
Essais d'hélices au point fixe 70
Mode opératoire 70
Essais d'hélices type Renard 71
Tableau des poussées et des puissances 71
Hélices en fer à pas variables 72

CHAPITRE IV.

LE MOTEUR. — SON CALCUL.

Essence de pétrole 75
Cycle du moteur 76
Vitesse du piston 76
Force, travail, puissance 76
Puissance d'un moteur 77
Piston 80
Segments 81
Calculs d'un segment 82
Effort sur le piston 85
Calcul de la bielle 85
Manivelles 89
Épaisseur des parois du cylindre 89
Calcul des soupapes 91
Circulation d'eau 90
Circulation des gaz 90
Calcul d'un ressort à boudin 92
Types de moteurs d'aviation 93
Moteur Antoinette 94
Moteurs E. N. V. 95
Moteur Anzani 98
Moteur Darracq 98
Moteur Gnôme 100

CHAPITRE V.

RÉSISTANCE DES PIÈCES D'UN AÉROPLANE.

Moments d'inertie 104
Moment d'inertie d'un rectangle par rapport à ses axes. . . 105
Moment d'inertie d'une poutre laminée. 105
Moment d'inertie d'une cornière d'une poutre en T ou en U par rapport à leur arête inférieure 105
Moment d'inertie d'une ellipse par rapport à ses axes . . . 106
Aire et moment d'inertie du double segment parabolique. . 106
Résistance des matériaux 108
Détermination des forces élastiques. 109
Réduction des forces en un point. 111
Pièces prismatiques. 111
Étude d'une voilure 112
Efforts sur les éléments de courbe 116
Méthode graphique 120
Voilure supportée par un seul longeron. 121
Influence des haubans. 122
Résistance d'une pièce comprimée. 126
Formule d'Euler 127
Formule expérimentale de Love 128
Formule de Schuebler ou de Schwartz. 128
Valeurs de R 128
Matériaux employés en aviation 131
Le bois. — Diverses essences de bois. 132
Propriétés des essences de bois. — Chêne 134
Frêne. 134
Orme 135
Châtaignier 135
Noyer. 135
Hêtre. 135
Charme 135
Peuplier. 139
Bouleau. 136
Tilleul 136
Platane 136
Acacia. 136

Saule 136
Buis 137
Sapin. 137
Pin 137
Résistance à la rupture des différents bois 138
Mélèze 139
Bambou. 139
Kurbaris 139
Tamarin. 139
Teah 139
Résistance des bois à la flexion. 140
L'aluminium. 140
Minerais d'aluminium. 141
Préparation industrielle de l'aluminium 142
Propriétés de l'aluminium 142
Propriétés mécaniques de l'aluminium. 144
Trempe et recuit de l'aluminium. 145
Tubes d'aluminium 146
Soudure à l'aluminium. 146
Alliages d'aluminium. 148
Tableau des résistances à la traction de divers matériaux. 150
Matériaux divers 152
Table des arcs, sinus et tangentes 154
Vitesse angulaire (ω) en fonction du nombre de tours (n) par minute. 155
Comparaison des mesures anglaises aux mesures françaises. 157
Constantes usuelles et leurs logarithmes. 158

Imp. PAUL DUPONT, 4, rue du Bouloi. — Paris. — 239.3.1910 (Cl.).

ENCYCLOPÉDIE DE L'AVIATION

REVUE MENSUELLE
DES PUBLICATIONS
AÉRONAUTIQUES

Véritable dictionnaire des sciences aéronautiques, cette publication est rigoureusement tenue à jour par un comité d'ingénieurs. Grâce à sa classification alphabétique, on y trouve instantanément la source de tous renseignements, documents, explications, descriptions, méthodes de calcul.

ABONNEMENT D'UN AN
FRANCE : 8 fr. ÉTRANGER : 10 fr.
Numéro Spécimen franco : 75 centimes

LIBRAIRIE AÉRONAUTIQUE
32, rue Madame, Paris

Les fascicules parus en 1909 de cette magnifique publication forment UN BEAU VOLUME DE 184 PAGES *abondamment illustré et contenant 782 articles.*

PRIX DU VOLUME BROCHÉ : 6 francs.

Il ne reste qu'un nombre limité d'exemplaires.