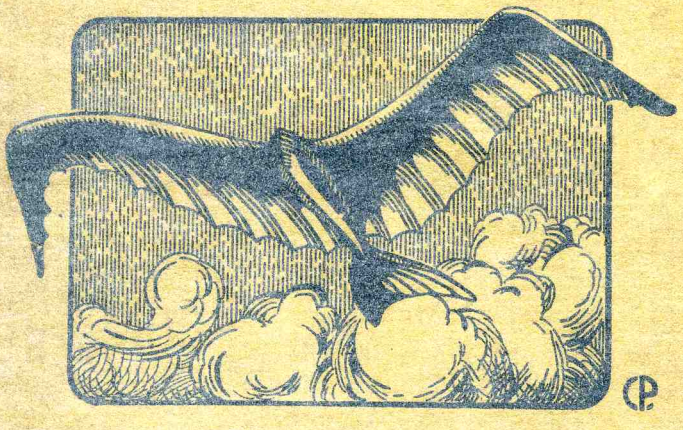
Les Avions sans Moteur



CALCUL, CONSTRUCTION ET EXPLICATION
DES DIVERSES MANŒUVRES DE L'APPAREIL

par C. PLATOUNOFF

INGÉNIEUR

PROFESSEUR A L'INSTITUT ÉLECTROTECHNIQUE DE BRUXELLES

A. BIELEVELD, Éditeur

66, Montagne-aux-Herbes Potagères, 66, BRUXELLES

ACHAT ET VENTE LIVRES CLASSIQUES

BRUNIER, Bouquiniste

QUAI ST-MICHEL — Quai des Grands-Augustins

LES

AVIONS SANS MOTEUR

Calcul, construction et explication des diverses manœuvres de l'appareil

par

C. PLATOUNOFF

Ingénieur

Professeur à l'Institut Electrotechnique de Bruxelles

A. BIELEVELD, Editeur,

66, Montagne-aux-Herbes-Potagères, 66

BRUXELLES

Les droits de traduction et d'adaptation sont strictement réservés.

LES AVIONS SANS MOTEUR.

INTRODUCTION.

Les essais de vol sans moteur ne datent pas d'hier. Il y a une vingtaine d'années Lilienthal en Allemagne et Wilbour Wright en Amérique construisirent les premiers planeurs et effectuèrent de mémorables expériences qui, à juste titre, furent considérées comme le début d'une ère nouvelle.

Malheureusement, ces expériences ne furent pas poursuivies. Les perfectionnements vraiment extraordinaires des moteurs à combustion interne ont permis la réalisation du vol purement mécanique. Ainsi, du début, l'aviation a été détournée de sa vraie route.

Pendant les dix années écoulées, une quantité prodigieuse d'énergie a été dépensée, pour le perfectionnement des aéroplanes. Les résultats acquis sont indiscutables... Mais, chose curieuse, à mesure que l'avion a commencé à devenir de plus en plus parfait, ses défauts originels se sont marqués d'une façon de plus en plus frappante !

En effet, le vol de l'aéroplane actuel dépend exclusivement du bon fonctionnement du moteur. Le moteur venant à défaillir, l'avion descend en chute et s'écrase contre le sol, en entraînant dans le néant les téméraires, qui lui ont confié leur vie...

Il est indiscutable cependant que durant la guerre les aéroplanes ont rendu de grands services... Mais, entre la guerre où l'on ne compte ni les vies humaines, ni l'argent, et la paix où, au contraire, tous les facteurs sont considérés, il n'y a pas de points communs.

Pour le temps de paix, pour les besoins de l'industrie, pour des communications régulières, rapides et à bon marché, il faut un appareil ayant une stabilité automatique de sustentation. L'appareil qui, livré à lui-même, ne pourra pas capoter par l'effet d'un coup de vent, ni descendre en chute vertigineuse sous l'influence de la pesanteur.

Cette pesanteur, au contraire, doit lui fournir l'énergie nécessaire pour un long vol plané.

La création d'un tel appareil nécessite des connaissances approfondies de la structure des ailes des oiseaux et du mécanisme de leur vol.

Les oiseaux ne sont relativement ni plus légers, ni plus musclés que les autres animaux et s'ils peuvent se maintenir avec aisance sur un élément aussi fuyant que l'air, c'est qu'ils savent d'abord utiliser le vent naturel et ensuite créer un vent artificiel en mettant à profit la force vive résultant de l'effet de la pesanteur.

Remarquons que l'oiseau ne bat jamais l'air normalement; il la coupe, pour ainsi dire, en tranches comprimées sur lesquelles il s'appuie presque comme sur un corps solide.

Toutes ces manœuvres, l'oiseau les fait évidemment d'une façon tout instinctive. Il sent la poussée d'air contre les plumes et les muscles qui supportent ces plumes subissent probablement des effets semblables à ceux du sol sur les muscles de nos jambes.

L'oiseau modifie, suivant le cas, la forme et le mouvement de ses ailes comme nous modifions notre marche d'après la nature du sol.

Notre pied en effet ne se pose pas d'une même façon sur la terre ferme et horizontale ou sur la terre mouvante et inclinée.

***

Un des buts du nouvel ultra-sport : celui du vol sur avions sans moteur ou aviette *comme on les nomme, est justement de réveiller et de développer chez l'homme ce sublime instinct de l'oiseau. Son second but est la recherche expérimentale des meilleures formes d'ailes et des méthodes rationnelles de vol.*

Ce sport a déjà de nombreux fervents. On annonce de toute part des concours, des prix... et il est hors de doute que de grandes conquêtes ne se feront pas attendre.

Les succès récents de Martens et Hentzen, qui tiennent l'air pendant 1 h. 40 m. et même pendant 2 h. et dont les appareils n'ont pourtant ni moteurs ni propulseurs quelconques, en donnent les preuves irréfutables.

Le correspondant, à Berlin, du Times *donne les détails suivants au sujet du vol accompli par ces aviateurs lors d'un concours d'avions sans moteur, organisé par l'Union des Industriels aéronautiques allemands.*

L'appareil de Martens est un monoplan. Les commandes de direction, remarquables par leur simplicité, peuvent être maniées par les mains et par les pieds.

Avant de commencer ses expériences, Martens étudia avec soin les courants d'air dans le voisinage immédiat du sol, ce qui lui permit de mettre à profit tout souffle du vent.

Il lança d'abord son appareil contre le vent et réussit à s'élever à une centaine de mètres au-dessus du point de départ.

Il se maintint à cette altitude en effectuant des vols circulaires et après avoir décrit neuf boucles, se dirigea vers l'ouest et atterrit à Weybers.

Interrogé, après son exploit, Martens a déclaré que

le succès du vol plané sans moteur est sourtout une question de nerfs.

Hentzen, qui vient de se maintenir pendant 2 *heures dans l'air, avait réussi à décrire un* 8, *exploit qui était l'objet d'un prix spécial.*

Un autre concours avait été organisé pour l'atterrissage à un endroit désigné. Ce concours eut lieu par un fort vent S. O. Hentzen atterrit d'abord à environ 70 *mètres de l'endroit désigné.*

Au cours de derniers essais, Hentzen et Botsch atterrirent à l'endroit précis.

« *La caractéristique des appareils ayant servi à ce concours* », *ajoute le* Times, « *est la souplesse et la douceur de la montée et de la descente. Grâce à des manœuvres habiles, il atterrissent littéralement comme des oiseaux.* »

Stamer, un pilote de Dresde, donna un exemple, remarquable de cette manœuvre. Arrivant rapidement vent arrière, il se retourna, se plaça contre le vent, resta quelques instants suspendu dans l'air et descendit verticalement comme un ascenseur.

Ces performances semblent extraordinaires, cependant elles ne sont qu'un début!

Des recherches se poursuivent activement pour l'étude des courants d'air près du sol, de même que pour la manœuvre des voilures.

Le prestige du vol purement mécanique est en forte baisse et l'aviation trouvera bientôt sa bonne et sa vraie route — celle du vol naturel.

En disant « vol naturel » nous ne voulons nullement prétendre que ce vol peut ou doit se faire sans aucune source d'énergie, ce serait purement et simplement absurde!

Comme il n'est pas un oiseau qui puisse voler en tout temps *sans travail musculaire, de même un avion doit nécessairement disposer d'une source d'énergie, autrement dit d'un moteur.*

Seulement, tandis que dans le vol purement mécanique, le moteur est tout, dans le vol naturel le rôle du moteur (d'ailleurs beaucoup plus faible que les moteurs-monstres d'aujourd'hui) est plus humble.

Il est désigné pour fournir un supplément d'énergie *que l'avion-planeur de demain ne pourra pas capter dans l'océan aérien — son support et son moteur principal.*

Mais si, pour de grands avions, prévus pour de longues volées, le moteur est indispensable, il n'est nullement nécessaire pour de petites aviettes de sport et d'étude.

Pour guider les pas des amateurs, nous avons cru utile de rassembler, dans ce petit livre, les connaissances théoriques et pratiques nécessaires pour la construction et la manœuvre d'une aviette.

Puissent nos efforts atteindre le but proposé.

C. PLATOUNOFF,
ingénieur A.I.E.B.

Bruxelles, 1923.

CHAPITRE I

Notions préliminaires

1. *Pression statique.* — Tout corps immobile A, étant plongé dans un milieu gazeux en repos, subit de la part de ce dernier, une pression statique. La pression statique est dirigée, en chaque point, perpendiculairement à la surface du corps, elle est uniformément répartie et s'exprime en grammes (gr.) ou en kilogrammes (kgr.), soit par centimètre carré (cm^2), soit par mètre carré (m^2). de surface.

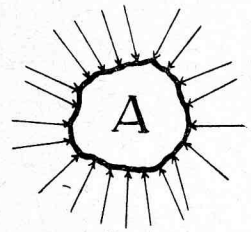


Fig. 1

Ainsi, la pression statique de l'atmosphère est environ égale à 1 kgr. par cm^2 ou 10.000 kgr. par m^2.

2. *Pression dynamique.* — Si, par contre, le milieu gazeux est en mouvement, un corps immobile A subit une pression dynamique.

La pression dynamique est également dirigée normalement à la surface du corps, mais elle est variable d'un point à un autre.

Du côté où le corps est directement frappé par la masse gazeuse, il se forme une zone C (*fig. 2*) où la pression sera supérieure à la pression normale du gaz.

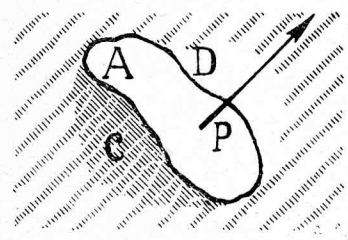


Fig. 2

Du côté opposé D, la pression sera, au contraire, plus faible.

Ce double phénomène de la compression et de la dépression communique au corps une ten-

dance à se déplacer dans le sens du mouvement du gaz.

La pression dynamique s'exprime et se mesure de la même manière que la pression statique.

Recherchons maintenant la valeur maximum de la poussée P subie par le corps. Cette poussée, comme nous venons de le dire, est égale à la somme de deux efforts : d'une compression dynamique P_1 s'exerçant dans la zone C et d'une dépression dynamique P_2 s'exerçant dans la zone D.

Soient : S la surface, exprimée en m^2, du corps frappé par le courant gazeux et V la vitesse, en m. par sec. de ce courant.

Le volume v du gaz qui frappe le corps pendant une seconde est :

$$v = S \times V \text{ mètres cubes,}$$

c'est-à-dire ce volume est égal à une colonne de gaz dont la base est la surface S, dont la hauteur est l'espace parcouru par le gaz pendant le temps considéré.

Le poids p de cette colonne gazeuse sera évidemment égal au produit du volume par la densité d du gaz

$$p = d \times S \times V \text{ grammes}$$

et enfin sa masse

$$m = \frac{d}{g} \times S \times V \text{ gramm.-masse.}$$

Le travail effectué par le gaz sera :

$$T = P_1 V$$

Comme d'autre part

$$T = \frac{m V^2}{2}$$

Il s'ensuit que :

$$P_1 V = \frac{m V^2}{2}$$

en remplaçant m par sa valeur, nous aurons

$$P_1 V = \frac{d}{2g} S \cdot V^3$$

d'où

$$P_1 = \frac{d}{2g} S \cdot V^2$$

Désignons le facteur $\frac{d}{2g}$ par K_m. La valeur de la pression dynamique exercée par le gaz sur le corps A vaudra :

$$P_1 = K_m \cdot S \cdot V^2$$

On peut également prouver que l'effort P_2 de la dépression dynamique s'exprime par une formule analogue

$$P_2 = K_m S V^2$$

d'où la valeur de la poussée totale P sera :

$$P = P_1 + P_2 = K S V^2$$

ou $K = 2 K_m$

Nous reviendrons plus tard sur la signification du coefficient K.

3. *Vitesse relative totale.* — Nous donnerons le nom de *vent réel* à tout déplacement de l'air non provoqué par le corps sur lequel ce vent s'exerce.

Soit le vecteur V représentant en grandeur et en direction, la vitesse uniforme du vent réel.

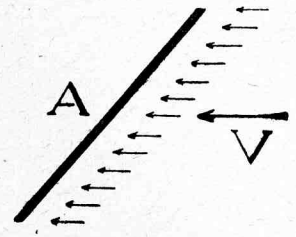


Fig. 3

La pression dynamique de ce vent sur le corps immobile A (*fig. 3*), dépend de la vitesse relative du vent par rapport au corps en question.

Cette pression aura le sens du vent réel.

Considérons maintenant le cas inverse. Supposons que l'air est parfaitement calme et que le corps A se dé-

place avec une vitesse uniforme que le vecteur U représente en grandeur et en direction.

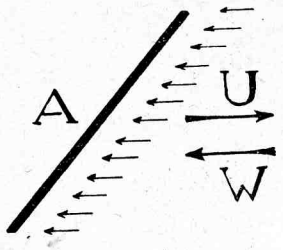


Fig. 4

Toute vitesse propre U d'un corps se déplaçant dans un certain sens est équivalente au point de vue de la pression dynamique à une vitesse relative W d'un vent, que nous appellerons, « *vent artificiel* », d'intensité égale, mais de sens inverse.

La pression de ce vent artificiel sera donc dirigée dans le sens contraire du déplacement du corps A .

Etudiérons enfin le cas général. Supposons que le corps A se déplace avec une vitesse constante U dans l'air animé d'une vitesse propre V.

En se basant sur les considérations ci-dessus nous trouverons aisément que *la vitesse relative totale* de l'air par rapport au corps A sera égale en grandeur et direction, à la somme géométrique R de la vitesse

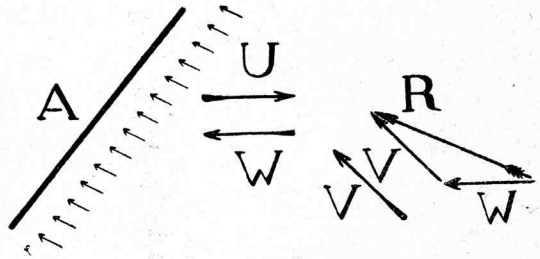


Fig. 5

V du vent réel et de la vitesse W du vent artificiel.

La pression exercée sur le corps A dans le cas considéré aura les mêmes sens et direction que le vent relatif total R.

Remarque. *Quand un appareil vole, il lui importe peu quelles sont la direction et la vitesse du vent*

réel par rapport au sol, il ne ressent que l'effet du vent relatif total.

4. *Force vive relative totale.* — Considérons un obus, de masse M, lancé contre un obstacle O, avec une vitesse uniforme V prise par rapport à la terre.

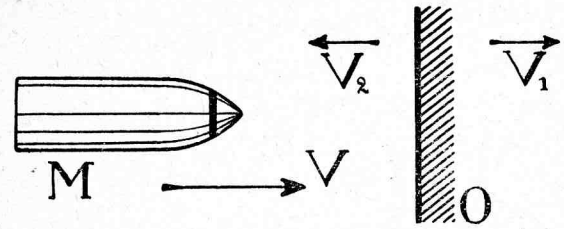


Fig. 6

Si l'obstacle est immobile, la vitesse de l'obus relativement à lui, sera également V.

Par conséquent, au moment du choc, le travail destructif de l'obus sera

$$T_1 = \frac{M V^2}{2}$$

T_1 exprimé en kilogrammes-mètres.
V » mètres par seconde.
M » kilogrammes-masse,

Si, par contre, l'obstacle O, au lieu d'être, invariablement lié à la terre se déplace lui-même avec une vitesse V_1 dans le même sens, la vitesse de l'obus par rapport à l'obstacle, sera seulement $(V—V_1)$ et son énergie destructive, au moment du choc

$$T_2 = \frac{M (V - V_1)^2}{2}$$

sera sensiblement plus faible.

Si, enfin, l'obstacle O se déplace avec une vitesse V_2 dans le sens inverse, c'est-à-dire s'il marche à la

rencontre de l'obus, la vitesse relative de celui-ci par rapport à l'obstacle sera $(V+V_2)$ et son énergie destructive

$$T_3 = \frac{M\,(V + V_2)^2}{2}$$

sera considérablement plus grande.

Si p. ex. $M = 100$ gr.-masse.

$V = 100$ m. sec.

$V_1 = V_2 = 50$ m. sec.

nous trouverons que

$$T_3 = 9\ T_2$$

c'est-à-dire *l'énergie destructive de l'obus dans le dernier cas, est neuf fois plus grande, bien qu'il conserve toujours la même vitesse V par rapport à la terre.*

Nous pouvons donc, conclure qu'un corps quelconque, se déplaçant avec une vitesse constante, ne possède pas une valeur fixe et bien définie pour la force vive.

La force vive, ou mieux, son énergie, est au contraire, toujours relative et peut être évaluée seulement par rapport au corps qu'elle rencontre.

De ce point de vue un corps *au repos,* au sens habituel du mot peut devenir la source d'une énorme énergie s'il est rencontré par un autre corps, animé d'une grande vitesse.

Remarque. *Dans le calcul de la force vive du vent, dans l'aviation, on doit tenir compte, comme nous le savons, seulement de la vitesse relative totale de ce vent par rapport à l'appareil.*

La force vive ainsi définie, sera désignée par force vive relative totale.

5. *Principe du vol sans moteur.* — Les aviettes peuvent se soutenir dans l'air en utilisant la pression du vent réel, ou celle du vent artificiel qu'ils provoquent en descendant en vol plané ou enfin, ce qui arrive le plus souvent, les deux facteurs énoncés à la fois.

ou enfin, ce qui arrive le plus souvent, les deux facteurs énoncés à la fois.

Plus bas, dans le chapitre III nous étudierons leurs sustentation et propulsion de plus près, ici nous nous bornerons à donner seulement une notion générale sur la possibilité du vol sans moteur.

Soit AB une aviette, réduite pour la simplicité à une seule voilure (*fig. 7*), faisant avec l'horizon un angle α.

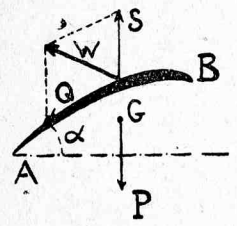


Fig. 7

Soient P le poids total de l'appareil appliqué à son centre de gravité G et W le vecteur, représentant en grandeur et en direction, la pression totale sur la voilure d'un vent relatif debout.

Il est évident que la pression W peut être décomposée en deux composantes : une Q, suivant A B et l'autre S suivant la verticale.

Si certaines conditions de l'équilibre sont satisfaites, la composante S se trouvera sur la même verticale que le vecteur P et pourra le contre-balancer.

Dans ce cas l'aviette se soutiendra dans l'air tant que l'intensité du vent relatif total restera suffisante.

Considérons ce que devient l'appareil quand il est attaqué par un vent latéralement.

Vent régulier. On donne le nom de vent régulier au vent dont la vitesse et la direction restent sensiblement constantes.

Supposons que l'aviette en descendant en vol plané dans la direction AB (*fig. 8*) ait acquis par rapport au sol une vitesse U lui assurant la sustentation pour un certain intervalle de temps.

Supposons également que V soit la vitesse uniforme du vent réel.

Décomposons V en deux vitesses : V_1 suivant la direction BA et V_{11} perpendiculairement à V_1.

La composante V_1, directement opposée au vecteur

U servira pour assurer la sustentation de l'appareil. A ce moment, en effet, sa vitesse dans la direction AB

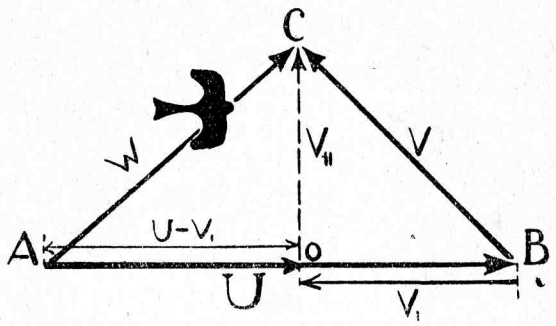


Fig. 8

deviendra AO = U-V_1, elle sera donc plus faible et la pression du vent artificiel pourra devenir insuffisante.

L'appareil marchera maintenant dans la direction AB avec une vitesse U-V_1. En même temps, il sera entraîné, par la seconde composante du vent, dans la direction OC avec la vitesse V_{11}.

Sa vraie vitesse par rapport au sol sera évidemment égale à la somme géométrique des vitesses U-V_1 et V_{11}.

Cette somme est donnée en grandeur et en direction par le vecteur **W**.

En résumé : *L'aviette, étant toujours orientée dans la direction AB, marchera dans la direction AC avec vitesse W.*

Supposons que la vitesse V du vent réel soit suffisamment grande pour diminuer très notablement la vitesse propre U de l'appareil et même la réduire à zéro.

Même dans cec as (U=O) l'appareil pourra encore se maintenir dans l'air.

Soit, en effet, BA (*fig. 9*) la direction de l'axe de l'appareil et V la direction du vent réel.

En décomposant V comme précédemment, nous

trouverons deux vecteurs V_1 et V_{11}. Le premier pourra, si la vitesse du vent est suffisante et l'axe de l'appa-

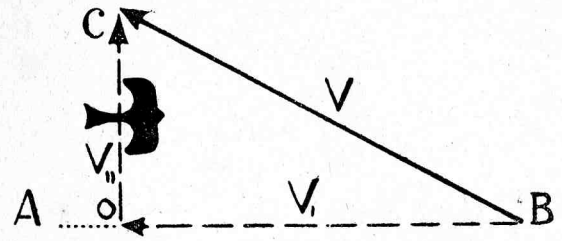


Fig. 9

reil bien orienté, assurer la sustentation et le second sa propulsion dans la direction O C avec la vitesse V_{11}.

En somme, le vent régulier constitue la meilleure condition pour le vol d'un avion sans moteur.

La durée et la perfection de ce vol dépendront évidemment des aptitudes du pilote. L'appareil, conduit par un aviateur novice, dépourvu de sang-froid, de la capacité de saisir, et même de deviner les manœuvres nécessaires pour capter le maximum possible de l'énergie du vent, marchera mal et souvent ne marchera pas du tout.

Le même appareil dans les mains d'un pilote expérimenté évoluera avec l'aisance et la grâce d'un albatros !

L'ensemble des conditions particulièrement favorables pour le vol plané sont indiquées sur la *fig. 10.*

Le champ donné en profil et en plan, est constitué par deux monticules A et C, séparés par une vallée B.

Le vent régulier, soufflant dans la direction V, frappe la pente BC où se forme une zone S du courant d'air ascendant.

L'aviette se lance du sommet du monticule A dans la direction *u* faisant un angle d'environ 30° à 45° avec la direction du vent.

Si la hauteur de A est suffisante, l'aviette, en pla-

nant, se déplacera suivant la direction W et atteindra la région du vent ascendant, où elle pourra évoluer,

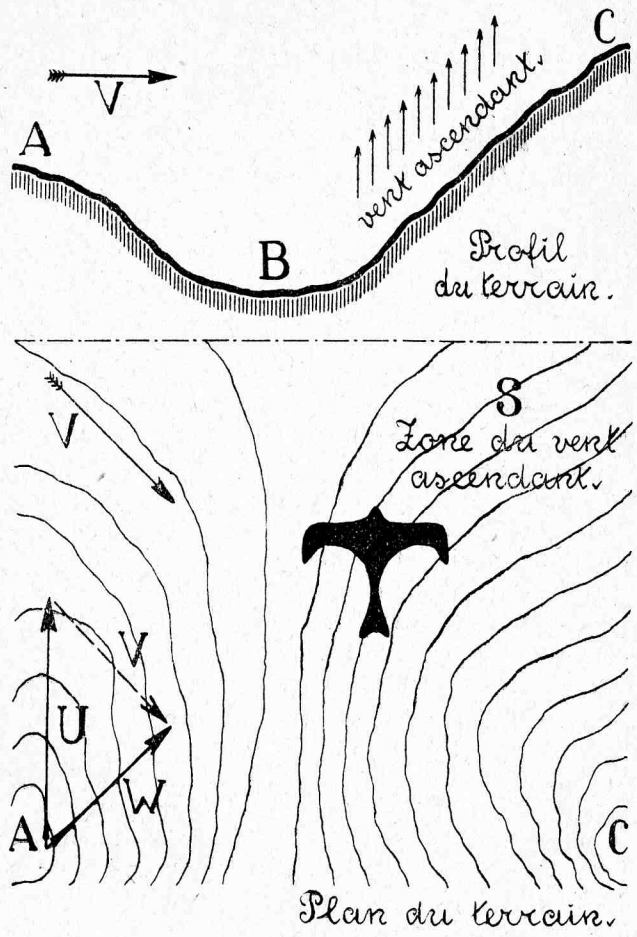


Fig. 10

comme évolue un vautour qui monte à des milliers de mètres d'altitude sans un battement d'ailes.

On peut trouver des conditions presque aussi bonnes

dans les dunes où souvent au soir souffle un vent, fort et régulier, de la mer vers le continent.

Vent périodique. Tout vent périodique peut être considéré comme étant la superposition des trois vents ayant la même direction A B (*fig. 11*) :

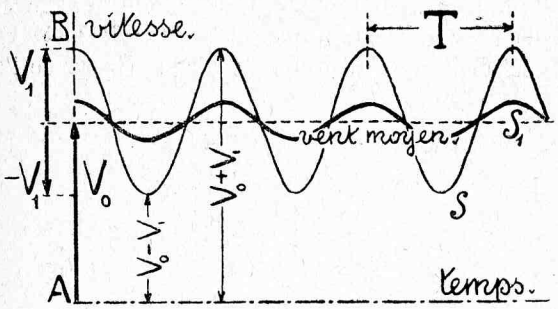


Fig. 11

I. D'un vent moyen régulier soufflant avec une vitesse constante, représentée en grandeur et en direction par le vecteur V_0.

II. D'un vent rythmé, de même sens, soufflant à des intervalles égaux avec une vitesse V_1.

III. D'un vent rythmé, de sens opposé, soufflant également à des intervalles égaux avec la même vitesse V_1.

La vitesse du vent périodique, peut être représentée en fonction du temps par une sinusoïde S (*fig. 11*).

Soit, comme précédemment l'appareil marchant dans la direction AB (*fig. 12*) avec une vitesse U lui assurant la sustentation, et soient respectivement V_0+V_1, V_0 et V_0-V_1 les vitesses maximum, moyen et minimum du vent périodique.

En faisant la décomposition des vecteurs comme dans le cas du vent régulier, nous trouverons que :

I. La vitesse de l'appareil dans la direction A B sera variable. Les vecteurs AO_1, A O et AO_2 donnent res-

pectivement sa valeur minimum, moyenne et maximum.

D'où on peut conclure que la sustentation de l'appareil ne sera pas stable. L'appareil aura une tendance à osciller autour d'une hauteur moyenne, tantôt en se soulevant, tantôt en s'abaissant.

Cependant, en tenant compte de son inertie et surtout de ce que les composantes $B O_2$, $B O$ et $B O_1$ du vent réel croissent au moment où la vitesse de l'appareil dans la direction A B diminue, l'amplitude de ses oscillations sera sensiblement plus faible que celle de la vitesse du vent.

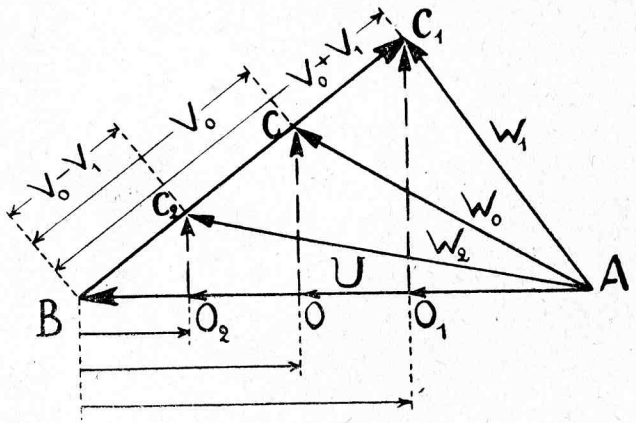


Fig. 12

On pourra les représenter en fonction du temps par une sinusoïde S_1 (*fig. 11*).

Si la période T, c'est-à-dire la durée du temps nécessaire pour que la vitesse du vent reprenne de nouveau sa valeur maximum est suffisamment courte, la sustentation de l'appareil peut devenir très bonne.

II. La vitesse transversale est également variable. Les vecteurs O_1C_1, O C et $O_2 C_2$ donnent respectivement sa valeur maximum, moyenne et minimum.

III. La vraie vitesse de l'appareil par rapport au sol ne sera constante ni en grandeur ni en direction.

La direction oscillera autour de A C, ayant comme limites AC_1 et AC_2. La vitesse oscillera autour de sa valeur moyenne donnée en grandeur et en direction par le vecteur W_0.

Ses valeurs minimum et maximum sont respectivement représentées par les vecteurs W_1 et W_2.

En somme, le vent périodique ne présente pas un obstacle sérieux contre le vol plané. Il est vrai, que les nerfs du pilote peuvent être mis en forte épreuve si W_0, W_1 et W_2 sont très différents, mais tant que la vitesse relative totale du vent est suffisante, la sustentation de l'appareil ne court aucun danger.

Les conditions du vol pendant le vent périodique se rapprochent d'autant plus de celles durant le vent régulier que la période T est plus courte et que la vitesse V_0 du vent moyen est plus grande en comparaison de la vitesse V_1 du vent rythmé.

Rafales, remous, tourbillons. — Les rafales sont des coups de vent irréguliers et imprévus. En se superposant avec le vent normal, ils modifient brusquement sa vitesse et sa direction.

La vitesse relative totale du vent peut momentanément devenir insuffisante et l'appareil risque de s'écraser contre le sol.

Les rafales venant d'arrière sont surtout dangereuses. Dans ce cas l'appareil ne trouve plus aucun appui sur les couches d'air et se précipite brusquement comme dans un trou (sac d'air).

Le même phénomène peut se produire en absence de tout vent irrégulier dans l'air surchauffé par le soleil.

Les remous sont des coups de vent locaux, provenant des obstacles rencontrés par le vent normal sur son passage. Un pilote quelque peu expérimenté arrive facilement à les prévoir et même à les utiliser.

En effet, les remous ascendants ne sont rien d'autre que les courants d'air verticaux, qui peuvent donner

un solide appui à un planeur bien équilibré. Ce sont justement ces remous ascendants qu'utilisent les oiseaux marins pour se soutenir en l'air sans battement d'ailes.

Par contre, les remous descendants sont aussi dangereux que les rafales, car ils tendent à projeter l'appareil contre le sol.

Les tourbillons sont les plus dangereux des mouvements irréguliers de l'air. On distingue les tourbillons verticaux, pareils aux trombes, et les tourbillons horizontaux — sorte de vague aérienne qui déferle sur le rivage.

***

L'atmosphère est pour ainsi dire continuellement agitée par les divers courants et remous.

Les uns sont horizontaux et vous poussent du côté opposé à celui où vous voudriez aller; d'autres sont verticaux et vous soulèvent ou vous plaquent rudement à terre; d'autres enfin sont obliques et tendent à vous faire chavirer, piquer du nez ou cabrer.

Toute science du vol plané consiste à maintenir son appareil horizontal en réagissant constamment contre les accidents indiqués ci-dessus.

On ramène l'appareil dans le plan horizontal, dont l'a écarté un remous à l'aide des surfaces mobiles en variant leur incidence au moyen de commandes.

S'il monte ou descend, on agit sur le gouvernail de profondeur, placé soit à l'avant soit à l'arrière.

S'il penche à droite ou à gauche, on actionne des ailerons, placés dans le plan des voilures principales ou même on fait varier l'incidence de ces voilures en les gauchissant.

Si enfin on va à droite ou à gauche, on agit sur le gouvernail de direction.

En dehors de ces moyens mécaniques, qui peuvent devenir tout à fait inefficaces, si la vitesse de l'appareil est insuffisante, le pilote ayant l'instict de l'équi-

libre se rejettera en arrière ou en avant suivant que l'aviette pique du nez ou se cabre.

Il se penchera à droite, si l'appareil s'incline à gauche et inversement.

Pour bien voler il faut pouvoir transformer presqu'instantanément ses sensations visuelles en contractions musculaires ayant pour but de réagir contre les invisibles remous et rafales qui tendent à déséquilibrer l'appareil.

Or, la transformation instantanée d'une sensation en mouvement ne peut s'obtenir que si ces mouvements sont devenus instinctifs.

Pour bien voler il faut donc par une pratique, par des efforts répétés, se développer les centres nerveux appropriés. En un mot, « il faut voler pour apprendre à voler ».

CHAPITRE II

Les lois de la résistance de l'air

6. — Nous avons établi précédemment qu'un corps immobile se trouvant dans un milieu gazeux en mouvement subit de la part de ce dernier une poussée qui s'exprime par

$$P = K S V^2$$

V étant la vitesse du gaz;
S étant la surface du corps exposé au courant de gaz ou, plus exactement, la surface de la section du corps perpendiculairement à ce courant;
K étant un coefficient variable.

Les relations s'exerçant entre le corps et le gaz resteront sensiblement les mêmes si le gaz était immobile et le corps se déplace dans son milieu avec la vitesse V.

La résistance maximum que le corps subit de la part du gaz s'exprime par la formule identique :

$$R = K S V^2$$

où K, S et V ont les mêmes significations que ci-dessus.

Nous passerons brièvement en revue les cas suivants :

I. *Plan mince se déplaçant normalement dans l'air.* La résistance normale de l'air sera donnée en kilogrammes, avec une précision suffisante par la formule :

$$R = 0{,}085\ S V^2$$

S étant la surface du plan en mètres carrés;
V étant la vitesse en mètres par seconde.

Le centre de poussée, c'est-à-dire le point O où la direction de la force R rencontre le plan A B (*fig. 13*), coïncide, dans le cas considéré, avec le centre géométrique du plan.

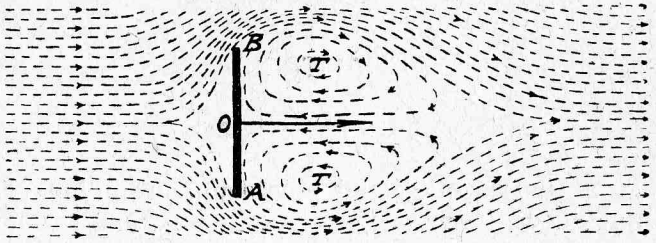


Fig. 13

La fig. 13 montre schématiquement le mouvement de l'air autour du plan.

II. *Plan mince se déplaçant obliquement.* Considérons un plan A B (*fig. 14*) se déplaçant dans la direction D et faisant un angle α avec sa trajectoire T.

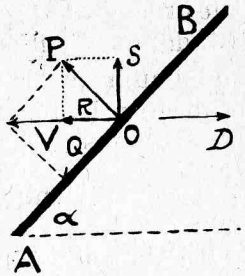


Fig. 14

La résistance de l'air dépendra de cet angle d'inclinaison.

Si le vecteur V représente la poussée de l'air en grandeur et en direction, nous trouverons facilement deux vecteurs Q et P en le décomposant suivant la direction du plan A B et suivant la direction perpendiculaire.

Le rôle du vecteur Q peut être considéré comme négligeable, le vecteur P, par contre, nous donne *la valeur de la poussée normale,* produite par le courant d'air.

Si l'angle α ne dépasse pas 15°, la valeur de la poussée P normale au plan A B sera donnée en kilogrammes par l'expression :

$$P = 0{,}085\ SV \sin\alpha$$

S étant la surface du plan en mètres carrés;
V étant la vitesse en m. sec.;
α étant l'angle d'inclinaison en degrés.

En décomposant P à son tour suivant les directions verticale et horizontale, nous trouverons deux nouveaux vecteurs :

$$S = P \cos\alpha \text{ et } R = P \sin\alpha$$

Le vecteur S nous donnera la valeur de l'effort perpendiculaire à la direction du vent, c'est-à-dire *l'effort sustentateur.*

Le vecteur R donnera l'effort inverse à la translation du plan, c'est-à-dire *l'effort résistant* ou la valeur de la résistance à l'avancement du plan.

Le centre de poussée O du plan se déplaçant obliquement ne coïncide pas avec son centre géométrique. Joessel et Rateau ont établi expérimentalement que lorsque l'angle α croît de 0 à 90° la distance du centre de poussée au bord d'attaque varie du cinquième à la moitié de la largeur du plan.

On peut facilement calculer la position du centre de poussée O (*fig. 14*) autrement dit la distance O B par la formule suivante due à Joessel :

$$OB = AB\ (0{,}20 + 0{,}30 \sin\alpha)$$

Influence de l'allongement du plan. — L'air en frappant les plans manifeste une tendance à se glisser latéralement d'où provient un affaiblissement de la pression aux bords A B et C D (*fig. 15*) et évidemment une certaine perte de la poussée totale.

On donne à ces pertes le nom de *pertes marginales,*

qui peuvent d'ailleurs être notablement affaiblies par l'allongement du plan comme le montre la fig. 15.

De deux plans I et II d'une même surface, se déplaçant avec une même vitesse, le deuxième aura la poussée normale beaucoup plus grande.

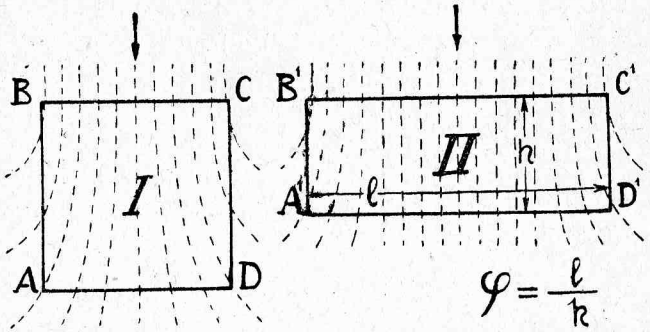


Fig. 15

La valeur du coefficient K est donc pour le cas considéré, supérieure à 0,085, chiffre que nous avons admis pour les plans carrés.

Cette nouvelle valeur, que nous désignerons par K_1 peut être calculée par la formule suivante de Soreau :

$$K_1 = K\left(\frac{1}{2} + \frac{2\,\phi^2}{(\phi+1)^2}\right)$$

ϕ étant le rapport de la largeur l du plan à sa hauteur h.

Pour un allongement infini $K_1 = 2{,}5\ K$.

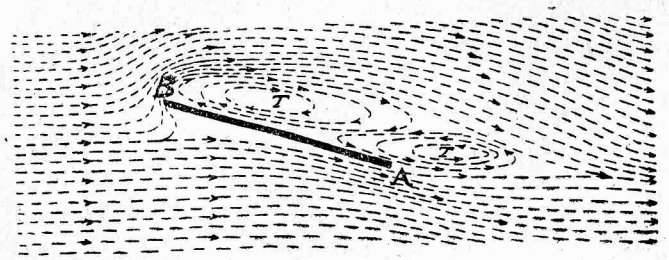


Fig. 16

La fig. 16 montre schématiquement le mouvement de l'air autour du plan se déplaçant obliquement.

III. *Surfaces courbes.* — Une voilure concave (*fig. 17*), convenablement profilée et bien orientée, se déplace dans l'air sans former des remous ni des tourbillons.

Au surplus, les veines gazeuses se rejoignent, après son passage, sans choc.

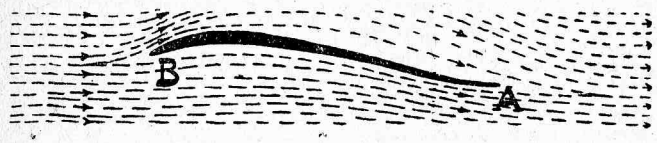


Fig. 17

Les pertes d'énergie, provoquées par ces remous et par des autres phénomènes parasites, qui accompagnent invariablement le déplacement des voilures planes (*fig. 13* et *16*) sont donc évitées dans le cas considéré et la voilure concave, tout en présentant des réactions utiles supérieures, offre en même temps une résistance à l'avancement notablement plus faible.

On peut, par conséquent, remplacer une voilure plane par une voilure concave de dimensions plus réduites, qui donnera le même effort sustentateur ou, mieux, la même force portante, et dont la résistance à l'avancement ne sera que les 3/4 et même la moitié de celle de la voilure plane.

C'est justement pour ces raisons que l'on donne aux ailes des avions la forme concave.

Le profil de cette concavité n'est pas en général géométriquement bien défini. Il peut être assimilé soit à une portion de cercle (*fig. 18, I*) soit affecter la forme parabolique (*fig. 18,* II).

On exprime la courbure des voilures par le rapport de la flèche CD à la corde AB. P. ex., une flèche $^1/_{16}$ veut dire que la longueur de la corde est 16 fois plus grande que celle de la flèche.

Dans le cas du profil parabolique, la base C de la

flèche se trouve à l'avant de la voilure. Sa distance B C du bord d'attaque est, le plus souvent, comprise entre les $^3/_4$ et les $^2/_3$ de la corde AB.

On définit la position de la voilure concave par *son angle d'incidence* β que forme sa corde AB avec la trajectoire A T (*fig. 18*).

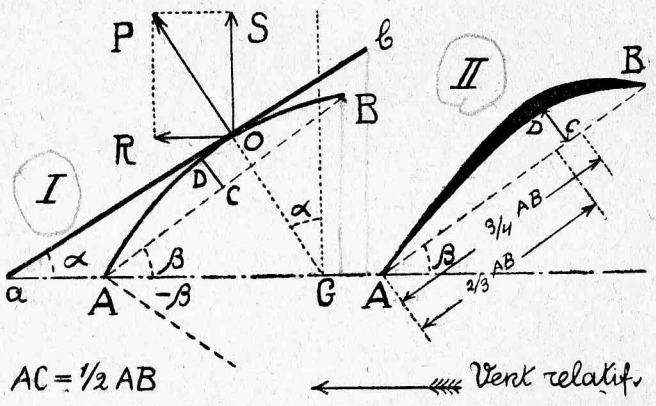


Fig. 18

Cet angle est positif si la corde se trouve au-dessus de la trajectoire; il est négatif dans le cas contraire.

La propriété importante, propre seulement aux voilures concaves est de conserver un certain effort sustentateur même pour des valeurs négatives de l'angle β.

Cet effort ne devient nul que si l'angle d'incidence descend en dessous de —6°.

7. *Qualité d'une voilure.* — En décomposant la poussée P normale à la voilure (*fig. 14*) suivant les directions verticale et horizontale, nous avons trouvé :

I. L'effort sustentateur ou la force portante $S = P \sin\alpha$.

II. L'effort résistant ou la résistance à l'avancement $R = P \cos\alpha$.

La puissance (travail par seconde) nécessaire pour la translation de la voilure est évidemment égale au

produit de sa vitesse V par cette résistance à l'avancement R :

$$T = R\,V.$$

Pour une vitesse donnée le travail absorbé dépend uniquement de R.

Pour améliorer les qualités d'une voilure, il y a donc lieu de diminuer autant que possible cette valeur R.

Mais R, de même que S, sont les composantes de la poussée P et leur valeurs respectives dépendent de l'angle α.

On peut trouver une valeur de α pour laquelle le rapport de la force portante S de la voilure à sa résistance à l'avancement R est minimum.

$$\frac{S}{R} = \frac{P\cos\alpha}{P\sin\alpha} = \cot g\alpha$$

Il est établi expérimentalement que pour les voilures planes les valeurs les plus favorables de α sont comprises entre 1° et 3°.

Tandis que pour les voilures concaves la résistance à l'avancement R reste suffisamment faible jusqu'à 7° et même davantage.

Si l'angle β (*fig. 18*) ne dépasse pas 15° et si la flèche est suffisamment petite (de $^1/_{12}$ à $^1/_{20}$) la valeur de la poussée normale P de la voilure concave s'exprime en kilogrammes par l'expression :

$$P = KSV^2 \sin\beta$$

où S et V ont les mêmes significations.

Quant au coefficient K, sa valeur, tout en étant supérieure à celle indiquée pour les plans minces, est en général très variable suivant les dimensions, la flèche, le profil et l'angle d'incidence de la voilure.

Pour apprécier une voilure concave on la compare *à un plan mince équivalent*, c'est-à-dire à une voilure plane qui produirait une poussée P dont l'intensité et la direction seraient exactement les mêmes.

Ainsi, par ex., la voilure plane *a b* (*fig. 18, I*) est

le plan mince équivalent de la voilure concave A B. Leurs poussées normales se confondent, en effet, en un seul et même vecteur P.

La qualité d'une voilure concave, c'est-à-dire le rapport de sa force portante S à sa résistance à l'avancement R (*fig. 18*) est exprimée par la cotangente de l'angle fait par son plan mince équivalent avec l'horizontale aT ou encore par

$$\frac{S}{R} = \text{cotg.}\alpha$$

la contangente de l'angle fait par la poussée P avec la verticale.

Lilienthal a trouvé expérimentalement les valeurs suivantes de la poussée normale d'une voilure concave en fonction de l'angle d'incidence.

TABLE I

β	α	Pen grammes par m² à la vitesse de 1 m. s.	Surface du plan mince équivalent en m²
—6	20°40'	17	0,6
—5	14°	22	1,1
—4	9°45'	27	1,9
—3	7°10'	32	3,0
—2	5°45'	37	4,4
—1	4°10'	43	7,0
0	3°37'	50	9,5
1	3°07'	57	12,4
2	2°57'	64	14,8
3	3°	71	16,0
4	4°40'	78	11,3
5	6°15'	85	9,2
6	7°45'	91	8,0
7	9°10'	96	7,1
8	10°35'	100	6,5
9	12°	105	6,0
10	13°30'	107	5,5

La table montre que pour certaines valeurs de β la surface du plan mince équivalente est 12 et même 16 fois plus grande que la surface de la voilure concave.

Autrment dit, à surface égale la voilure concave aura une force portante de 12 et même 16 fois plus grande que la voilure plane.

Quant à la qualité S/R, elle reste bonne pour les valeurs de β comprises entre 0° et 7°.

8. *Centre et direction de poussée.* — Des expériences de Lilienthal, de Rateau, de Kergrave et de Sprate, il résulte que le centre de poussée O d'une voilure concave est situé en son milieu pour $\beta = 90°$ (*fig. 19,* II).

Au fur et à mesure que l'angle d'incidence diminue, la distance B O du centre de poussée au bord d'attaque diminue également et passe par le minimum, d'après le profil de la courbure pour les valeurs de β comprises entre 10° et 15°.

Si l'angle diminue encore, le centre de poussée revient de nouveau vers le milieu de la voilure et pour des angles d'incidence inférieurs à 4° il se déplace même dans sa seconde moitié.

Le diagramme (*fig. 19, II*) donne les positions du centre de poussée des voilures concaves (flèches de $^1/_{12}$ à $^1/_{20}$) pour tous les angles de 90° à 0°.

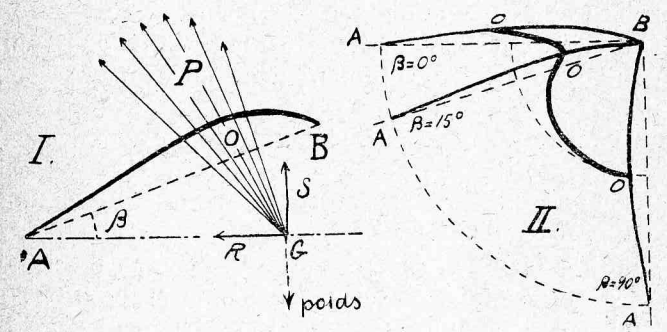


Fig. 19

Remarque. Soulignons la différence entre le centre de gravité G et le centre de poussée O de la voilure (ou de l'appareil tout entier).

Le point G reste invariable quelle que soit l'inclinai-

son de l'appareil, tandis que le point O occupe une position porticulière pour chaque valeur de l'angle β.

La direction de la poussée P dépend de l'angle d'incidence β et du profil de la voilure. Pour les valeurs de β suffisamment petites (ne dépassant, par ex., 15°) on peut admettre *que la direction de la poussée est perpendiculaire à la corde AB.*

9. *Voilures des avions.* La vitesse de l'air n'est pas la même dans le voisinage immédiat des deux faces de la voilure.

En effet, en dessous de la voilure, l'air est comprimé et il se déplace moins vite que l'air raréfié se trouvant au-dessus.

Le frottement de l'air étant proportionnel au carré de sa vitesse, il en résulte que ses effets nuisibles sont surtout accentués sur la face externe.

Cette face doit donc être façonnée avec le maximum de soins. Si les deux faces ne peuvent être tendues de toile, il est moins nuisible de laisser à nu les traverses et les longerons sur la face interne.

Pour permettre aux veines gazeuses un écoulement plus régulier, la courbure de la face externe est plus prononcée que celle de la face interne.

La voilure a par conséquent une certaine épaisseur, qui d'ailleurs est absolument nécessaire pour sa solidité.

En général, l'épaisseur de la voilure est comprise entre le $^1/_{16}$ et le $^1/_{24}$ de sa profondeur; cependant, certains constructeurs préconisent les voilures notablement plus épaisses.

Pour réduire la résistance à l'avancement, il est également utile que le bord d'attaque de la voilure soit tranchant; par contre, son bord postérieur doit garder une certaine souplesse.

Biplans. Pour diminuer l'envergure des ailes d'un avion et en même temps pour augmenter leur solidité, on préfère parfois remplacer une seule grande voilure par deux voilures superposées de dimensions réduites.

Une telle disposition porte le nom de *biplan.*

Le biplan constitue une poutre légère et indéformable et, par conséquent, au point de vue de la solidité, il est notablement supérieur au monoplan.

Malheureusement, pendant le vol, les veines d'air se compriment entre les deux voilures et la dépression au-dessus de la face externe de la voilure inférieure est très gênée, d'où résultent de nombreux remous.

A cause de ces phénomènes parasites les qualités sustentatrices du biplan sont inférieures à celles du monoplan.

Le tableau ci-contre nous montre que les pertes deviennent très notables quand l'angle d'incidence augmente.

$\beta = 3°$	$h = {}^1/_3\, l$	perte :	10 %
	$h = {}^1/_3\, l$	»	19 %
$\beta = 7°$	$h = l$	»	24 %
	$h = {}^2/_3\, l$	»	27 %

h étant la distance entre les voilures;
l étant la profondeur (fig. 20, I).

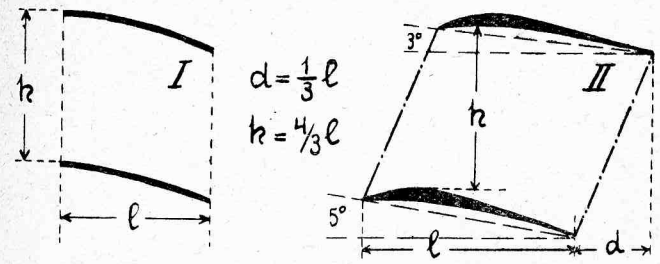


Fig. 20

Ces pertes peuvent être cependant notablement réduites en disposant les voilures comme le montre la fig. 20, II.

Dans ce cas, la voilure supérieure garde intégralement ses qualités, tandis que la voilure inférieure perd au maximum 15 % de sa force portante.

Pour diminuer la résistance à l'avancement, il est indispensable de donner aux montants, qui réunissent les voilures, la section fuselée.

CHAPITRE III.

Dynamique de l'avion sans moteur.

1° *Vol plané.* — Il existe chez les oiseaux plusieurs modes de vol, variables avec l'espèce de l'animal, de même qu'avec les conditions atmosphériques.

Pour simplifier le problème, on peut ramener ces divers modes de vol aux trois types suivants :

Vol ramé;

Vol plané;

Vol à voile.

Le vol ramé consiste en coups successifs des ailes. Son étude ne présente pas d'intérêt pour le but que nous nous proposons.

Beaucoup d'espèces d'oiseaux ne pratiquent d'ailleurs le vol ramé que pour atteindre une grande vitesse, ou pour s'élever à une hauteur considérable; après quoi ils planent, les ailes étendues et immobiles, en décrivant une hélicoïde.

Ils glissent, pour ainsi dire, sur les couches d'air en perdant une certain hauteur avec chaque orbe exécutée.

Le vol plané est donc en somme une chute suffisamment lente, suivant une trajectoire dont la pente est peu prononcée.

Considérons un oiseau planeur se déplaçant avec une vitesse U, suivant une trajectoire A B faisant un angle α avec l'horizontale (*fig. 21*).

Soit N la poussée, normale aux ailes de l'oiseau, du vent relatif de vitesse $V = -U$.

Cette poussée peut être décomposée en deux vecteurs N_1 et N_2.

Le premier N_1, perpendiculaire à la trajectoire nous

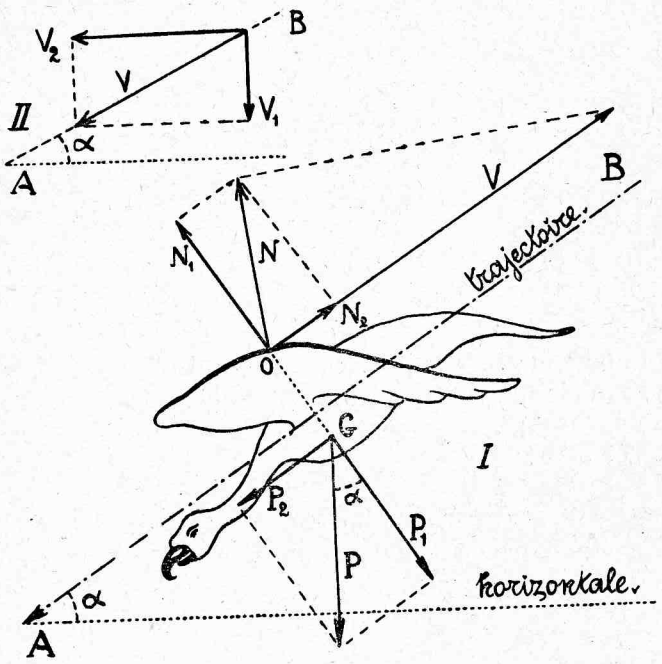


Fig. 21

donnera l'effort sustentateur, tandis que le deuxième N_2 sera évidemment la résistance à l'avancement.

Soit de même P le poids de l'oiseau appliqué à son centre de gravité G. Décomposons ce poids également en deux vecteurs :

$$P_2 = P \sin\alpha \text{ et } P_1 = P \cos\alpha.$$

La composante P_1 étant opposée à l'effort sustentateur N_1 tend à projeter l'oiseau sur le sol.

Pour que le vol plané puisse s'effectuer suivant la trajectoire indiquée, il est nécessaire que ces deux forces N_1 et P_1 s'équilibrent.

La deuxième composante P_2, parallèle à la trajectoire donne en grandeur et en direction *la force de traction* de l'oiseau.

Cette force P_2 *remplit donc pour l'oiseau planeur le même office que l'hélice pour l'avion.*

Pour que la vitesse du vol plané reste constante, il faut évidemment que

$$N_2 = P_2.$$

N_1 et N_2 étant les composantes de la poussée normale N du vent relatif, peuvent être exprimées en fonction de sa vitesse V et de la surface S des ailes par :

$$N_1 = K_1 S V^2$$
$$N_2 = K_2 S V^2$$

où K_1 et K_2 sont les coefficients dont les valeurs respectives dépendent du profil des ailes, de leur angle d'incidence, etc.

En particulier :

K_1 = l'effort sustentateur par unité de surface des ailes à la vitesse de 1 m. par sec. ou comme on l'appelle : *la poussée unitaire.*

K_2 = l'effort résistant par unité de surface à la vitesse de 1 m. par sec. ou *la traînée unitaire.*

En remplaçant lans la formule ci-dessus N_2 et P_2 par leurs valeurs, on a :

$$P \sin\alpha = K_2 S V^2.$$

Cette dernière équation permet de définir la valeur de la pente de la trajectoire. En effet :

$$\sin\alpha = \frac{K_2 S V^2}{P}$$

c'est-à-dire *l'angle* α *sera d'autant plus petit ou encore la trajectoire sera d'autant plus rapprochée à l'horizontale que le produit de la surface des ailes par le carré de la vitesse de l'oiseau sera plus grand par rapport à son poids* P.

Le vol plané d'un avion sans moteur se fait d'une façon identique et suit les mêmes lois.

On peut prouver que l'avion est d'autant meilleur

planeur que *sa qualité,* c'est-à-dire le rapport entre sa force portante et sa résistance à l'avancement, sera plus grand.

Reprenons les formules :

$$N_1 = K_1 S V^2$$

et

$$P \sin\alpha = K_2 S V^2.$$

En divisant la première par la seconde et en remplaçant P par $\frac{P_1}{\cos\alpha}$ nous aurons :

$$\frac{N_1}{P_1} \cot g\alpha = \frac{K_1}{K_2}$$

d'où

$$\cot g\alpha = \frac{K_1}{K_2}$$

car pendant le vol plané nécessairement $N_1 = P_1$.

L'angle α sera donc, en effet, d'autant plus petit que le rapport entre la poussée et la traînée unitaire ou la qualité de l'appareil, sera plus grand.

Problème N° 1. L'angle d'incidence β des voilures d'un avion sans moteur est égal à 5°. Trouver la pente minimum de la trajectoire du vol plané de l'avion en question en supposant sa résistance totale à l'avancement réduite à celle de ses voilures.

Dans la table I on trouve que pour $\beta = 5°$, l'angle d'incidence du plan mince équivalent est égal à 6° 15′.

La cotangente de cet angle donne la qualité de l'appareil. Inversement, cette qualité définit la cotangente de l'angle minimum de la trajectoire.

D'où on peut conclure que *la pente minimum* de la trajectoire de l'avion donné est limitée par l'angle d'incidence du plan mince équivalent de ses voilures ou encore par l'angle que fait la poussée normale N avec la verticale.

En pratique, cette pente sera toujours plus prononcée, car la résistance à l'avancement de l'appareil tout

entier est notablement plus grande que celle de ses voilures.

Problème N° 2. Calculer la vitesse verticale de descente d'un avion sans moteur se déplaçant en vol plané suivant la trajectoire A B avec la vitesse V (*fig. 21, II*).

Nous avons défini précédemment le vol plané comme une chute suffisamment lente. Plus la vitesse verticale de cette chute est faible, plus longtemps évidemment l'avion restera en l'air.

En décomposant le vecteur V, représentant la vitesse de l'avion, suivant des directions verticale et horizontale, on trouvera le vecteur V_1 représentant en grandeur et en direction la vitesse verticale de descente cherchée.

Comme

$$V_1 = V \sin\alpha$$

on peut conclure que cette vitesse verticale est directement proportionnelle à la vitesse du vol plané et à la pente de la trajectoire.

Elle devient minimum pour la valeur minimum de l'angle α que nous avons défini précédemment en fonction de la qualité de l'appareil.

En étudiant les variables qui définissent un avion, c'est-à-dire son poids, sa vitesse, la surface et la qualité de ses voilures, on peut conclure que *les appareils légers, à faible vitesse de marche, mais munis de voilures d'une grande surface sont particulièrement aptes au long vol plané.*

11. *Vol à voile.* — Lors de l'étude du vol plané, nous avons supposé que l'oiseau utilise uniquement la pression du vent artificiel.

En réalité, l'atmosphère est continuellement agitée par des courants d'air qui, en se superposant avec le vent artificiel modifient la grandeur et la direction de la poussée normale N.

Les ailes de l'oiseau ou de l'avion sans moteur sont donc toujours exposées à la pression du vent relatif total.

Si la vitesse du vent réel est faible, l'oiseau planeur se sert presque exclusivement du vent artificiel. Le type de son vol se rapproche alors du vol plané pur, mais aussitôt que la vitesse du vent réel dépasse un certain minimum, l'oiseau trouve un appui suffisant en utilisant principalement et parfois même uniquement la pression de ce vent réel.

Ce mode de vol, appelé vol à voile, est pratiqué surtout par des oiseaux marins. Ces oiseaux vont d'abord directement contre le vent. Leur vitesse horizontale devient très faible, mais, par contre, ils gagnent de la hauteur. Puis, après un virage, ils se laissent glisser sur l'air en exécutant un véritable vol plané.

La différence entre le vol à voile et le vol plané réside non dans leurs principes, car tous les deux ils utilisent la pression du vent, mais plutôt dans l'origine de la source de leur énergie motrice.

En effet, pendant le vol à voile l'oiseau se sert du vent réellement existant; pendant le vol plané, par contre, il utilise le vent artificiel relatif résultant de sa chute.

Remarquons que ni l'un ni l'autre de ces deux types de vol, *dans leurs formes pures* ne se pratiquent par les oiseaux que rarement.

En général, le vol plané et le vol à voile se combinent mutuellement et ne sont que les éléments constitutifs d'un phénomène complexe qui est le vol sans battement d'ailes.

On peut considérer le vol plané comme étant l'infrastructure, le canevas, si on peut dire ainsi, du vol sans battement puisqu'il peut être réalisé toujours, et le vol à voile comme la superstructure, car il nécessite des conditions atmosphériques spéciales.

Ce mode de vol sans battement se rapprochant tantôt du vol à voile, tantôt du vol plané est le type naturel du vol de l'avion sans moteur.

Considérons un oiseau voilier faisant l'ascension suivant la trajectoire A B (*fig. 22*).

Soient, comme précédemment, N la poussée normale

du vent de vitesse V et N_1 et N_2 ses composantes perpendiculaire et parallèle à la trajectoire.

Soit de même P le poids de l'oiseau appliqué à son centre de gravité G; P_1 et P_2 étant ses composantes respectives.

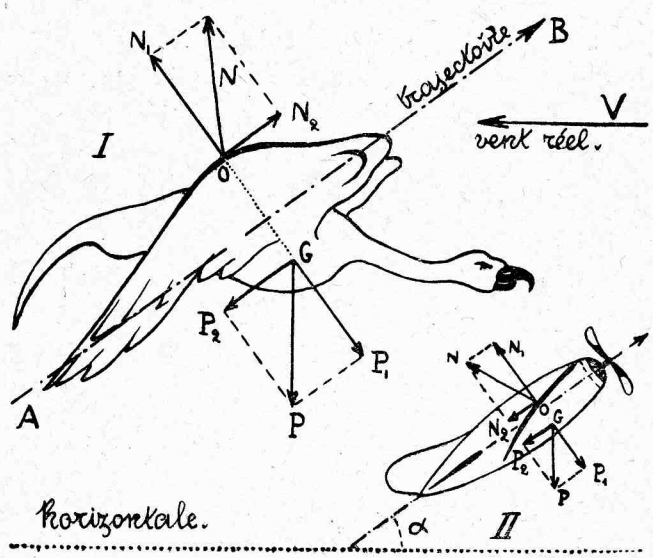


Fig. 22

Pour que l'ascension puisse s'effectuer suivant la trajectoire indiquée, il faut d'abord que les composantes perpendiculaires à la trajectoire s'équilibrent.

C'est-à-dire

$$N_1 = P_1$$

Il est nécessaire ensuite que la composante N_2 de la poussée du vent soit plus grande que la composante P_2 du poids. Leur différence $N_2 - P_2$ donnera l'effort de traction.

Dans le vol à voile, comme on le voit, les rôles des vecteurs N_2 et P_2 sont radicalement changés.

En effet, la composante N_2 qui, dans le vol plané

jouait le rôle de la résistance à l'avancement, est devenue, dans le cas considéré, la force de traction.

Inversement, la composante P_2, du rang de la force active est passée à celui de la résistance.

Ainsi l'oiseau, en modifiant la forme et l'orientation de ses ailes, en déplaçant au besoin le centre de gravité de son corps par des mouvements appropriés de ses pattes, de sa queue et de sa tête, trouve toujour une force de traction nécessaire pour le vol.

Remarquons que, pendant le vol à voile ascendant, l'axe du corps de l'oiseau ne coïncide jamais avec la direction de sa trajectoire.

L'oiseau, présentant la face au vent, conserve au contraire durant toute la montée la position à peu près horizontale. Il est toujours prêt, ainsi de s'élancer en vol plané si l'appui que présente le vent vient momentanément à manquer.

Du point de vue de l'utilisation de la force vive du vent, une telle orientation du corps est très avantageuse.

Considérons, en effet, un avion à moteur dont l'axe, pendant le vol ascendant est toujours dirigé suivant sa trajectoire (*fig. 22, II*).

En décomposant, comme d'habitude, les vecteurs représentant la poussée normale N du vent relatif et le poids P de l'appareil, nous trouverons que les composantes N_2 et P_2 auront toutes les deux la direction opposée au sens de marche de l'appareil.

La traction de l'hélice de l'avion pendant le vol ascendant doit donc être notablement supérieure à celle du vol horizontal.

Ainsi, pour la montée, l'avion doit fournir un grand excédant de puissance, tandis que l'oiseau-voilier le fait sans la moindre fatigue!...

12. *Sustentation et propulsion.* — Nous étudierons la sustentation et la propulsion de l'avion sans moteur en supposant qu'il est destiné uniquement pour le vol plané.

En effet, le vol à voile n'est en somme, qu'une variété du vol plané qui s'effectue dans des conditions atmosphériques particulièrement favorables.

L'appareil bon planeur sera également un bon voilier s'il est pourvu des organes de stabilité et de direction largement dimensionnés, en tenant compte des conditions spéciales de son vol.

Le problème ainsi posé, nous devons admettre que l'avion sans moteur, de même que l'avion ordinaire à moteur, ne se soutient en l'air que quand il avance.

Soulignons cependant la différence. L'avion ordinaire, pour sa sustentation doit développer une vitesse considérable et surtout très uniforme, tandis que la vitesse de l'avion sans moteur est relativement faible et peut, d'après les conditions atmosphériques, varier dans des larges limites.

Supposons :

1° que toutes les voilures de l'appareil soient condensées en une voilure unique A B de surface S (*fig. 23*), faisant un certain angle β avec lat rajectoire, qui, à son tour, fait un angle α avec l'horizontale.

2° que la résistance à l'avancement présentée par le fuselage, les montants et par toutes les pièces de l'appareil autres que ses voilures est égale à celle d'un plan unique de surface C disposé normalement à la trajectoire.

3° que le poids total de l'appareil (le pilote y compris) est représenté, en grandeur et en direction, par le vecteur P appliqué à son centre de gravité G.

4° que la poussée normale aux voilures du vent relatif total est représentée en grandeur et en direction par le vecteur N, appliqué au centre de poussé O.

5° que, enfin, la force de traction de l'appareil suivant sa trajectoire est représentée en grandeur et en direction par le vecteur P_2. Pour une pente donnée de la trajectoire, la valeur de P_2 reste constante.

Pour les valeurs données de α et de β toutes les forces énumérées ci-dessus, sauf N et L sont connues en grandeur et en direction.

Il s'agit donc de définir d'abord ces forces inconnues.

La courbure des voilures employées en aviation étant peu prononcées et leurs angles d'incidence généralement faibles, on peut admettre que la direction de N est perpendiculaire à celle de la corde A B.

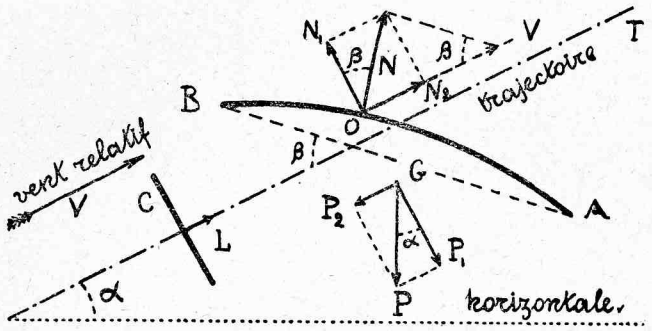


Fig. 23

D'après les lois de la résistance de l'air établies précédemment (chapitre II), la valeur numérique de N sera donnée par l'expression :

$$N = K_1 S V^2 \sin\beta \qquad (I)$$

S étant la surface de la voilure;
K_1 étant son coefficient spécifique;
V étant la vitesse du vent relatif
V étant la vitesse du vent relatif ou encore la vitesse de la translation du planeur suivant sa trajectoire.

Les composantes N_1 et N_2 de la poussée normale, dont nous avons déjà examiné les rôles respectifs, s'exprimeront en fonction de N par des relations :

$$N_1 = N \cos\beta = K_1 S V^2 \sin\beta \cos$$
$$N_2 = N \sin\beta = K_1 S V^2 \sin^2\beta.$$

La valeur de la résistance à l'avancement de la surface nuisible C, en fonction de la vitesse V du vent relatif total s'exprimera par :

$$L = K C V^2. \qquad (II)$$

Ces préliminaires étant posés, nous pouvons établir les équations fondamentales de l'avion sans moteur.

Lors de l'étude du vol plané, nous avons indiqué que pour que l'oiseau planeur suive convenablement sa route, il faut et il suffit que les composantes parallèles et perpendiculaires à la trajectoire du poids total P et de la poussée normale N s'équilibrent mutuellement.

Dans le cas étudié, les équations de l'équilibre sont :

$$P_1 = N_1$$
$$P_2 = N_2 + L.$$

En remplaçant N_1 et N_2 par leurs valeurs établies ci-dessus, nous aurons :

$$P_1 = K_1 S V^2 \sin\beta \cos\beta \qquad (III)$$
$$P_2 = K_2 S V^2 \sin^2\beta + K C V^2 \qquad (IV)$$

On peut donner à la dernière équation une expression plus commode.

Reprenons, en effet, sa forme initiale.

$$P_2 = N \sin\beta + L$$

comme

$$P_1 = N_1 \text{ et } N_1 = N \cos\beta$$

il s'en suit que :

$$P_1 = N \cos\beta$$

d'où

$$N = \frac{P_1}{\cos\beta}$$

en portant cette valeur de N dans l'équation initiale, nous aurons :

$$P_2 = P_1 \operatorname{tg}\beta + K C V^2 \qquad (V)$$

P_2 étant la force de traction, la puissance consommée pour la propulsion du planeur sera exprimée en kilogrammètres par seconde par :

$$T = P_2 U \qquad (VI)$$

U étant la vitesse de translation du planeur suivant sa trajectoire.

Les équations I, II, III, IV V, et VI portent le nom d'équations fondamentales de l'avion sans moteur.

Elles nous donnent toutes les relations nécessaires entre les forces en jeu.

Problème N° 3 (1). Calculer la surface minimum des voilures et la vitesse de translation d'un avion planeur capable de porter une charge totale de 120 kgr. suivant une trajectoire dont la pente est égale à 15°.

On sait, en outre, que le coefficient de la surface nuisible KC = 0,08.

Déterminons tout d'abord la force de traction P_2 et le lest effectif P_1 de l'appareil.

$$P_1 = P \cos\beta = 120 \cos 15° = 115 \text{ kgr.}$$
$$P_2 = P \sin\alpha = 120 \sin 15° = 31 \text{ kgr.}$$

Ainsi pour le transport d'une charge de 115 kgr. nous avons à notre disposition une force de traction de 31 kgr.

Reprenons les équations III et V.

$$P_1 = K_1 S V^2 \sin\beta \cos\beta$$
$$P_2 = P_1 \operatorname{tg}\beta + K C V^2$$

d'où

$$\sin\beta \cos\beta = \frac{P_1}{K_1 S V^2}$$

$$\operatorname{tg}\beta = \frac{P_2 - K C V^2}{P_1}$$

En divisant la première expression par la seconde, nous aurons :

$$\cos\beta = \frac{P_1^2}{K_1 S V^2 (P_2 - K C V^2)}$$

En les multipliant :

$$\sin^2\beta = \frac{P_2 - K C V^2}{K_1 S V^2}$$

(1) La marche à suivre pour la résolution de ce problème a été empruntée au livre : *Construction des appareils d'aviation,* par L. Lacoin. Bibliothèque Omnia, Paris.

Ajoutons maintenant membre à membre, ces deux dernières expressions. Après la réduction au dénominateur commun et après les simplifications utiles, nous aurons :

$$S = \frac{P_1^2 + (P_2 - K C V^2)^2}{K_1 V^2 (P_2 - K C V^2)}$$

Il s'agit de trouver le minimum de cette expression. Etant donné que l'opération est assez difficile, nous nous bornerons à donner seulement ses résultats finals.

Remarquons que pour chaque valeur déterminée de la surface de ses voilures, le planeur ne sera capable de porter la charge donnée que s'il est animé d'une vitesse également bien définie.

Les équations qui nous donneront la valeur nécessaire de la vitesse sont les suivante :

$$x = P_2 - K C V^2$$

et

$$4 x^3 - 3 P_2 x^2 + 2 P_1^2 x = P_1^2 P_2$$

Cette dernière équation a une seule racine réelle et positive.

En remplaçant P_1 et P_2 par leurs valeurs numériques, on a :

$$4 x^3 - 93 x^2 + 26450 x = 409975.$$

Par une série d'approximations successives nous trouverons que

$$x = \text{env. } 15{,}75$$

En portant cette valeur dans la première équation, on a

$$31 - 0{,}08 V = 15{,}75$$

d'où

$$V = 14$$

c'est-à-dire *le planeur en question pourvu de voilures de la surface minimum ne sera capable de porter la charge donnée que s'il est animé d'une vitesse de 14 mètres par seconde.*

De l'équation V, nous avons :

$$P_2 - K\,C\,V^2 = P_1\,tg\,\beta$$

ou

$$P_1\,tg\beta = x$$

d'où

$$tg\beta = \frac{15{,}75}{115}\,;\ \beta = 7°\ 45'$$

c'est-à-dire *l'incidence des voilures du planeur doit être* 7° 45'.

Connaissant les valeurs de V et de β nous trouverons facilement la valeur minimum de la surface des voilures.

En effet, l'équation III nous donne :

$$S = \frac{P_1}{K_1\,V^2\,\sin\beta\,\cos\beta}$$

En remplaçant les lettres par les valeurs numériques précédemment trouvées, nous aurons :

S = environ 13 mètres carrés.

Ainsi un avion sans moteur, dont la surface totale des voilures est égale à 13 mètres carrés, est capable de soutenir une charge de 120 kgr. en planant avec une vitesse de 14 m. sec. suivant une trajectoire faisant un angle 15° avec l'horizontale.

CHAPITRE IV

Etude de la stabilité de l'avion sans moteur.

13. *Définition.* — On dit que l'avion sans moteur est *en équilibre stable* lorsqu'étant écarté de sa position normale du vol, par des causes perturbatrices quelconques, il tend à y revenir sans aucune intervention du pilote.

Etant donné que l'intensité et la durée de ces causes ou forces perturbatrices varient dans de très larges limites, l'avion ne sera en mesure de lutter victorieusement avec elles, que s'il possède :

1° *la stabilité automatique,* suffisante pour résister aux causes momentanées du déséquilibre.

2° *la stabilité commandée,* assurée par des organes spéciaux pour vaincre les efforts renversants prolongés.

Les forces momentanées du déséquilibre proviennent surtout du changement brusque de la direction du vent ou de sa vitesse.

Elles peuvent aussi résulter des mouvements désordonnés du pilote.

Les causes perturbatrices prolongées résident presqu'uniquement dans le changement de la direction de marche de l'appareil.

En effet, pendant le virage, p. ex., la vitesse des ailes n'est pas la même. Les efforts appliqués à leurs centres de poussée sont donc différents, d'où résulte un déséquilibre permanent.

Dans ce cas une aile se soulève, l'autre, au con-

traire, s'abaisse et tout l'appareil commence à glisser du côté de l'aile basse.

Il risque de tomber si le pilote ne trouve une nouvelle position d'équilibre en modifiant convenablement la forme des voilures.

Soient A X, B Y, C Z respectivement les axes : longitudinal, transversal et vertical du planeur passant par son centre de gravité G (*fig. 24*).

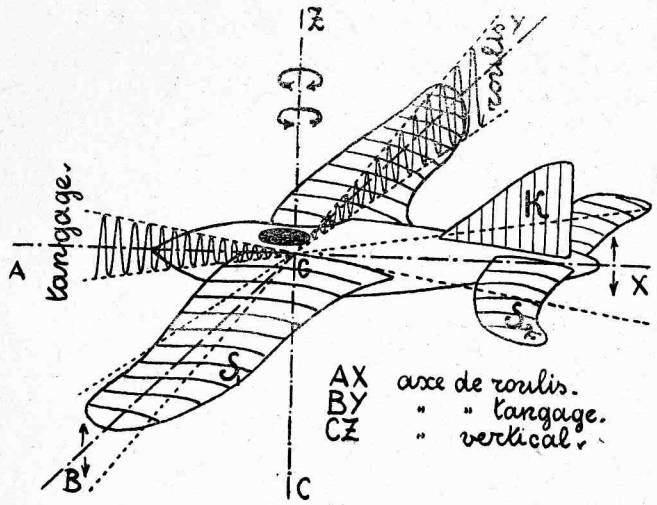


Fig. 24

Tous les mouvements de déséquilibre provoqués par les diverses causes perturbatrices peuvent être réduits aux oscillations s'effectuant autour de ces trois axes, il est nécessaire donc d'assurer à l'appareil trois sortes de stabilité :

1° *Stabilité transversale,* ayant pour but d'amortir *le roulis,* c'est-à-dire les oscillations de l'appareil autour de son axe longitudinal.

2° *Stabilité longitudinale* qui permet de supprimer *le tangage,* autrement dit les oscillations autour de l'axe transversal.

3° *Stabilité de route* qui s'oppose à toute rotation de l'avion autour de son axe vertical.

Nous passerons d'abord en revue les dispositifs assurant automatiquement la stabilité du planeur. Nous étudierons ensuite les organes spéciaux à l'aide desquels le pilote peut redresser son appareil si la stabilité automatique n'est pas suffisante pour réagir contre un mouvement important ou si son action est trop lente.

A. -- Stabilité automatique.

14. *Stabilité transversale.* Considérons un planeur (*fig. 25*), dont A B est la voilure principale (vue de face).

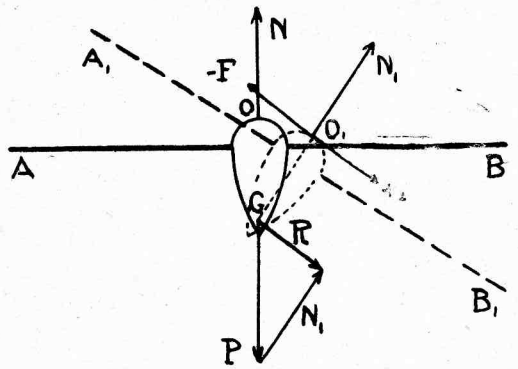


Fig. 25

Comme nous le savons, les vecteurs P et N, représentant respectivement le poids de l'appareil et la poussée normale du vent relatif, pendant le vol régulier se neutralisent mutuellement.

Supposons que sous l'influence d'une force perturbatrice l'équilibre transversal de l'appareil soit rompu et que sa voilure occupe à l'instant considéré une position quelconque A_1 B_1.

Il est évident qu'au même moment le centre de poussée O se déplace aussi et vient p. ex. au point O_1.

Dans cette nouvelle position de l'appareil, la poussée normale du vent est représentée en grandeur et en direction par le vecteur N_1, lequel, comme on le voit, ne s'équilibre plus avec le vecteur P du poids.

La résultante R des forces N_1 et P, comme le montre la fig. 25, *tend à ramener l'appareil dans sa position initiale.*

En appliquant au point O_1 deux forces de sens contraire —F et +F égales et parallèles à la résultante R, nous trouverons :

1° *Un couple stabilisateur* formé par les forces —F et R dont O_1 G, c'est-à-dire la distance entre les centres de gravité et de poussée est le bras de levier..

Ce couple tend à redresser l'appareil.

2° Une force +F dite *force de dérapage* qui fait glisser l'appareil ainsi incliné dans la direction de la pente.

Une voilure ordinaire possède donc une certaine stabilité *transversale automatique* dont l'effet utile est cependant entravé par la présence de la force de dérapage.

Il existe plusieurs dispositifs, d'ailleurs très simples, permettant d'amplifier la stabilité transversale automatique du planeur et en même temps de combattre le glissement provoqué par la force de dérapage.

Considérons, en effet, un planeur dont les ailes sont légèrement inclinées de façon que la voilure dans son ensemble forme un dièdre (*fig. 26*).

Si aucune force perturbatrice ne dérange la marche du planeur, la poussée résultante N s'équilibre comme précédemment avec le vecteur P du poids (*fig. 26, I*).

Si, par contre, sous l'influence d'une force perturbatrice quelconque, l'appareil s'inclinait, ses ailes seraient attaquées par le vent relatif sous des angles différents (*fig. 26,* II).

Les valeurs de poussée partielles n_1 et m_1 appliquées aux ailes ne seront donc pas les mêmes et la poussée résultante N_1, comme le montre la fig. sera déplacée vers l'aile abaissée.

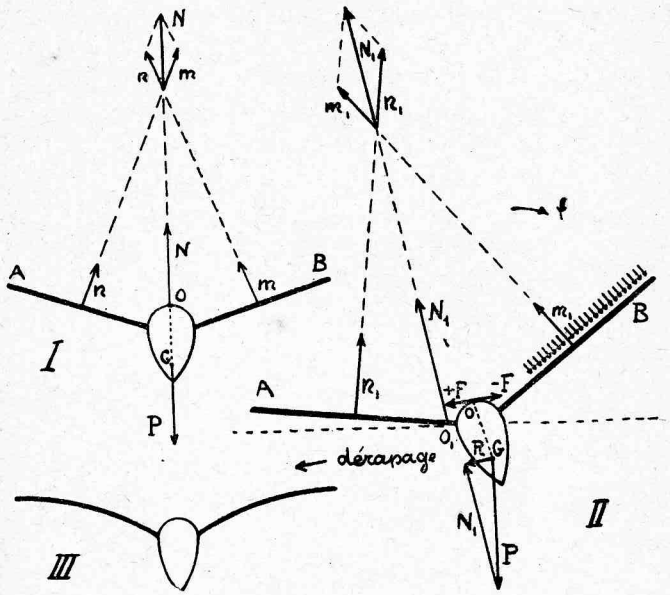


Fig. 26

Comme précédemment, les vecteurs N_1 et P ne s'équilibreront plus. Leur résultante R aura pour effet de ramener l'appareil dans la position d'équilibre.

En appliquant en effet, au point O_1 deux forces de sens contraire —F et +F, égales et parallèles à la résultante R nous retrouverons de nouveau *le couple stabilisateur* (—F, R) et *la force de dérapage* +F.

Le rôle du couple stabilisateur sera évidemment le même que précédemment; la force de dérapage par contre, dans le cas considéré aura une action bien différente.

Aussitôt que l'appareil esquissera un mouvement de glissement, son aile surélevée sera choquée par l'air.

Sous l'influence de ce choc, l'appareil dépassera lé-

gèrement sa position d'équilibre et s'inclinera de l'autre côté.

Immédiatement se formera le nouveau couple stabilisateur ainsi que la force de dérapage; forces qui feront basculer le planeur du côté opposé.

Ainsi, avant d'arriver dans sa position d'équilibre, l'appareil muni des voilures en dièdre effectuera quelques oscillations pendulaires.

Pour les amortir rapidement il est utile de cintrer les ailes, comme le montre la fig. 23, III.

Un autre dispositif permettant à l'appareil de se redresser rapidement, sans provoquer la glissade sur l'aile ou les mouvements pendulaires, est une simple voilure verticale K (*fig. 24 et 27*), placée au-dessus du centre de gravité de l'appareil.

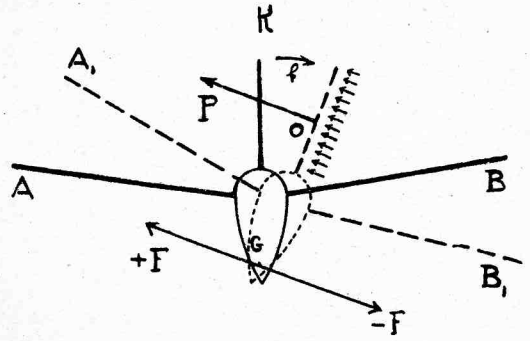


Fig. 27

Cette voilure porte le nom de *quille* dans les monoplans et celui de *cloison* dans les biplans.

L'action de la quille est très simple. Quand l'appareil s'incline, p. ex. dans la direction de la flèche f (*fig. 27*), ou quand il commence à glisser, la quille est violemment attaquée par l'air de côté, d'où résulte une pression latérale P d'autant plus grande que la vitesse de dérapage était considérable.

En appliquant comme précédemment au centre de gravité G deux forces de sens opposé +F et —F égales et parallèles à la pression latérale P, nous aurons un couple stabilisateur (—F, P) et une force +F qui s'oppose au dérapage.

L'action de la quille complète donc très efficacement celle de la voilure principale du planeur.

En résumé :

Pour assurer à un planeur une stabilité transversale automatique suffisante, il faut le munir d'ailes très légères ayant une grande envergure et formant un dièdre.

Il doit posséder également une surface de quille placée aussi haut que possible au-dessus du centre de gravité. Ce dernier, au contraire, doit se trouver aussi bas que possible en dessous du centre de poussée.

15. *Stabilité longitudinale.* — Pour un avion planeur, le tangage est plus dangereux que le rouiis, puisque les voilures courbes sont très instables suivant leur axe longitudinal.

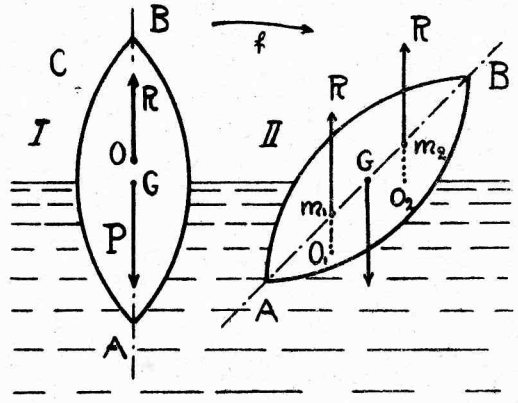


Fig. 28

Il importe donc d'étudier soigneusement la stabilité longitudinale et la rendre aussi automatique que possible pour ne pas permettre au planeur de se renverser en se cabrant ou bien en piquant du nez vers le sol.

Considérons d'abord un corps flottant C (*fig 28*).

Soit G le centre de gravité et O le centre de poussée, c'est-à-dire le point d'application de la résultante R des forces de pression du liquide s'exerçant sur la partie immergée du corps.

Si une force extérieure quelconque *f* écarte le corps de sa position d'équilibre (*fig. 28, II*), le centre de gravité, étant indépendant de l'inclinaison du corps, reste toujours sur l'axe de symétrie A B.

Le centre de poussée, par contre, se déplace. Sa nouvelle position dépendra de l'étendue et du profil de la surface immergée. Il peut se trouver p. ex. en O_1 ou en O_2.

On donne le nom de *métacentre* au point de rencontre de l'axe de symétrie A B du corps avec la verticale passant par le centre de poussée.

Dans le cas considéré, le métacentre sera en m_1 ou en m_2 suivant que le centre de poussée se trouve en O_1 ou en O_2.

Supposon d'abord que le métacentre soit en m_1, c'est-à-dire *en dessous* du centre de gravité G. Transportons-y le point d'application de la résultante R. Le couple formé, par les forces R et P (couple aggraveur) écartera le corps C encore davantage de sa position initiale.

Si, au contraire, le métacentre se trouve *au-dessus* du centre de gravité, au point m_2, le couple formé par les mêmes forces (couple stabilisateur) rétablira l'équilibre du corps.

Ainsi, *le corps est en équilibre stable lorsque le métacentre se trouve au-dessus du centre de gravité; il est en équilibre instable dans le cas contraire.*

La stabilité longitudinale d'un planeur est soumise à la même loi. Elle peut être considérée comme étant, suffisante si le centre de gravité de l'appareil est en dessous du métacentre de sa voilure principale.

Malheureusement le métacentre des voilures courbes est situé si bas qu'il est pratiquement impossible de remplir cette condition.

C'est justement pour cette raison que les avions, en outre de la voilure principale, portent encore une voilure auxiliaire appelée *empénage* ou *stabilisateur*.

Il est facile à voir (*fig. 29*) que l'ensemble de la voilure principale A B et l'empénage *a b* d'un avion présentent la forme d'un dièdre, dont les parties sont dissymétriquement disposées par rapport au centre de gravité de l'appareil.

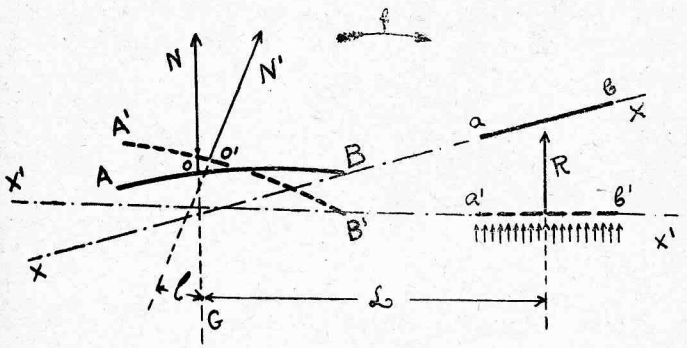


Fig. 29

Cette dissymétrie permet d'obtenir pour un très faible écart de la voilure principale de sa position d'équilibre un déplacement très important de l'empénage.

Supposons, en effet, que l'appareil commence à se cabrer. Pour que la voilure principale puisse arriver dans la position A_1 B_1 très voisine de celle d'équilibre, il faut que l'empénage se déplace en a_1 b_1 en parcourant une distance relativement considérable.

Au surplus, ces deux mouvements étant simultanés, il en résulte que la vitesse de l'empénage pendant le mouvement de cabrage est beaucoup plus grande que celle de la voilure principale.

L'empénage est donc violemment frappé par l'air, dont la réaction, représentée en grandeur et en direction par le vecteur R, fait naître un couple stabilisateur L. R.

En supposant que la poussée normale du vent relatif, à cause du cabrage, est devenue N_1 et qu'elle ne passe plus par le centre de gravité, nous trouverons le couple déséquilibreur en multipliant N_1 par sa distance l au centre de gravité G.

Pour que l'équilibre longitudinal de l'appareil soit stable, il faut que le couple stabilisateur R L soit plus grand que le couple déséquilibreur $N_1\ l$.

$$R\,L > N_1\,l$$

ou encore

$$R\,L - N_1\,l > 0$$

On peut donner au couple stabilisateur R L la valeur nécessaire, soit en modifiant la surface de l'empénage, soit en variant son écartement du centre de gravité de l'appareil.

La dernière méthode paraît plus efficace.

Quand l'empénage, tout en assurant la stabilité de l'appareil, concourt encore à sa sustentation, on lui donne le nom d'*empénage porteur*.

Il est constitué, dans ce cas, par une voilure concave dont l'incidence est toutefois notablement inférieure à celle de la voilure principale.

L'empénage est dit non porteur ou *à incidence nulle* quand son rôle est réduit à celui d'un simple stabilisateur.

Il est formé alors par une voilure plate qui se trouve pendant le vol normal dans le lit du vent.

Il existe aussi des empénages à incidence négative. Bien que ce soient des excellents stabilisateurs, ils doivent être proscrits pour les avions sans moteur, puisqu'ils augmentent la résistance à l'avancement.

Le type qui leur convient le mieux c'est l'empénage à incidence nulle, dont l'effet stabilisateur est *indépendant de l'angle d'inclinaison de l'appareil.*

Les empénages porteurs, par contre, ne sont aptes à remplir leur rôle que si cet angle ne dépasse pas une certaine limite; après quoi non seulement ils ne fonctionnent plus comme stabilisateurs mais encore ils contribuent au déséquilibre.

La surface Z d'un empénage à incidence nulle et la distance L de son milieu au centre de gravité G de l'appareil (*fig. 29*) se déterminent facilement à l'aide des formules empiriques suivantes :

$$10Z > S > 8\,Z \qquad (1)$$

$$0{,}45 > \frac{Z\,L}{S} > 0{,}75 \qquad (2)$$

$$8 > Z\,L > 30 \qquad (3)$$

où

S est la surface de la voilure principale.

Z est la surface de l'empénage.

Z L est le produit de la surface Z de l'empénage par la distance L de son milieu au centre de gravité de l'appareil ou, comme on l'appelle, le *moment d'empénage.*

Remarquons que plus l'avion est long, plus Z est petit et inversement. D'autre part, plus la marche de l'avion est lente, plus le rapport

$$\frac{Z\,L}{S}$$

c'est-à-dire le rapport du moment d'empénage à la surface S de la voilure principale, doit être grand.

Problème N° 4. Calculer la surface Z de l'empénage et la distance L de son milieu au centre de gravité de l'avion planeur dont la surface S de la voilure principale est 16 m².

Admettons comme première approximation que

$$S = 9\,Z$$

$$\frac{Z\,L}{S} = 0{,}55$$

d'où

$$16 = 9Z; \qquad Z = \text{env. } 1{,}8 \text{ m}^2.$$

$$\frac{1{,}8\ L}{16} = 0{,}55; \qquad L = \text{env. } 4{,}9 \text{ m}.$$

Le moment d'empénage sera égal :

$$Z\,L = 1{,}8 \times 4{,}9 = 8{,}82$$

L'équation (3) est donc satisfaite; on peut par conséquent considérer les valeurs calculées comme admissibles.

* * *

Le planeur, dont la stabilité longitudinale était momentanément dérangée, ne revient à sa position d'équilibre qu'après une série d'oscillations pendulaires (mouvement de tangage) dont la durée et l'amplitude dépendent du moment d'inertie de l'appareil.

La vitesse angulaire de l'empénage, due à ces oscillations, en se composant avec la vitesse de translation de l'appareil, provoque un certain vent relatif qui attaque l'empénage obliquement et fait naître une force stabilisatrice supplémentaire.

L'effet dynamique de cette force, qui évidemment augmente le couple stabilisateur de l'empénage, est d'autant plus considérable que :

a) le couple d'empénage Z L est plus grand;
b) la vitesse de translation est plus notable;
c) le moment d'inertie de l'appareil est plus faible.

16. *Stabilité de route.* La surface de quille, dont nous avons examiné l'effet lors de l'étude de la stabilité transversale, sert également comme organe de stabilité automatique de route.

Considérons un avion (*fig. 30*) qui, sous l'influence d'un coup de vent, s'écarte de sa route normale A B et occupe à un moment donné une position quelconque.

La surface de quille *m n*, qui pendant le vol normal se trouvait dans le lit du vent, est actuellement attaquée par un vent relatif V dont la poussée normale N tend à rétablir la stabilité de route.

Soient:

S la surface de la quille;

α l'angle dont l'appareil s'écarte de sa route;

L la distance du point O d'application de la poussée normale N au centre de gravité.

Le moment M de la force stabilisatrice N par rapport au centre de gravité G de l'appareil est :

$$M = N\,L = K\,S\,V^2 \sin\alpha\,L$$

car d'après les lois établies précédemment

$$N = K\,S\,V^2 \sin\alpha$$

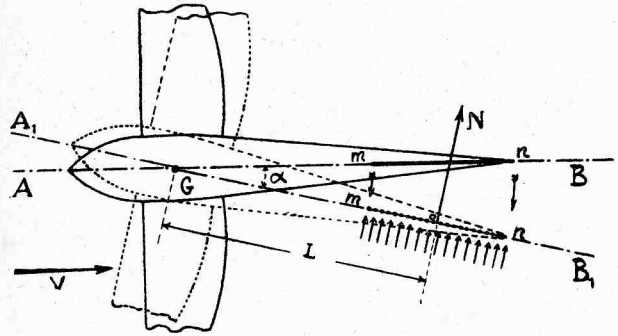


Fig. 30

D'autre part, la résistance à l'avancement R que présente la quille en ce moment (*fig. 30*) s'exprime par :

$$R = N \sin\alpha = K\,S\,V^2 \sin^2\alpha$$

En divisant cette équation par le carré du moment, nous aurons :

$$\frac{R}{M^2} = \frac{1}{K\,S\,V^2\,L^2}$$

c'est-à-dire l'effet nuisible R de la quille pour la vitesse donnée V est relativement d'autant plus faible que :

a) sa surface S est plus grande;
b) sa distance L au centre de gravité de l'appareil est plus notable.

Ces deux dernières conditions sont en même temps les conditions optima de la stabilité automatique de route.

Remarquons que la force stabilisatrice secondaire due aux oscillations pendulaires se manifeste également dans le cas considéré, et augmente le couple stabilisateur de la quille.

Les faces latérales du fuselage concourent aussi à la stabilité de marche de l'appareil.

B. -- Stabilité commandée.

17. — La stabilité automatique de l'avion étant en général insuffisante, il est nécessaire de le munir d'organes spéciaux, qui, en cas de nécessité, peuvent venir en aide à la stabilité automatique et accélérer le redressement de l'appareil.

Jusqu'à présent on utilise pour ce but uniquement des petites voilures supplémentaires, dont l'orientation peut être modifiée à l'aide de commandes appropriées.

On peut, en effet, créer ainsi des poussées d'air locales dirigées de haut en bas ou de bas en haut, qui agissent sur les parties correspondantes de l'avion en les soulevant ou les abaissant suivant la nécessité.

Ces voilures supplémentaires, d'après le rôle qui leur est assigné, portent le nom d'ailerons, de gouvernail de profondeur ou de gouvernail de direction.

Remarquons à propos que ces dispositifs, bien qu'ils soient universellement admis, sont très imparfaits et à notre avis ne peuvent être considérés que comme des solutions provisoires du problème de la stabilité des machines volantes.

D'abord l'effet utile de ces organes dépend de la vitesse de translation de l'appareil.

Quand cette vitesse devient faible, c'est-à-dire quand l'appareil se trouve en danger, le rendement de ces organes de stabilité devient justement mauvais et même nul.

Donc, au moment critique, le plus important service de l'avion est en défaut, *d'où il est légitime de*

conclure que les organes qui assurent ce service sont conçus sur un faux principe.

Ensuite, les ailerons, le gouvernail de profondeur, etc., en rompant la continuité et l'homogénéité de la surface de la voilure, dont ils font partie, diminuent sa qualité et compliquent sa construction.

En outre, il faut encore compter avec leur résistance supplémentaire à l'avancement qui n'est pas négligeable.

Nous avons breveté récemment un nouvel appareil nommé *pneumostabiliseur universel,* qui assure la stabilité latérale et longitudinale d'un avion automatiquement et se prête en même temps à la commande par le pilote.

Son principe réside dans l'utilisation des forces de réaction se manifestant lors du passage d'un fluide du milieu où règne une certaine pression au milieu où la pression est plus basse.

Le fonctionnement de l'appareil étant parfaitement indépendant de la vitesse propre de l'avion, nous espérons qu'il permettra de résoudre définitivement le problème de la stabilité des machines volantes.

Tenant compte que le pneumostabiliseur n'est pas encore entré dans la pratique et qu'il exige la présence au bord de l'appareil d'une source d'énergie électrique, nous ne croyons pas utile de donner sa description ici.

Les personnes qui s'intéressent à cette question trouveront tous les détails dans notre brochure : *Pneumostabilisation des machines volantes,* réservée à ce sujet.

18. *Stabilité transversale.* Quand l'avion penche fortement de côté sous l'influence d'une force perturbatrice prolongée (pendant le virage, p. ex.), on peut remédier à l'insuffisance de sa stabilité automatique à l'aide des ailerons.

On appelle ainsi des petites voilures supplémentai-

res E_1 et E_2 (*fig. 31*), disposées sur les extrémités de la voilure principale A B.

A l'aide d'un levier de commande L les ailerons peuvent être basculés vers le haut et vers le bas autour des axes x y de telle façon que l'aileron E_1 monte, l'aileron E_2 descend et inversement.

Pendant le vol régulier les ailerons font corps avec la voilure principale et attaquent l'air sous le même angle que cette dernière; ils contribuent alors dans une certaine mesure à la sustentation de l'avion.

Quand l'appareil penche à gauche, p. ex. (*fig. 31, II*), le pilote en déplaçant le levier de commande L abaisse l'aileron E_1 et soulève E_2.

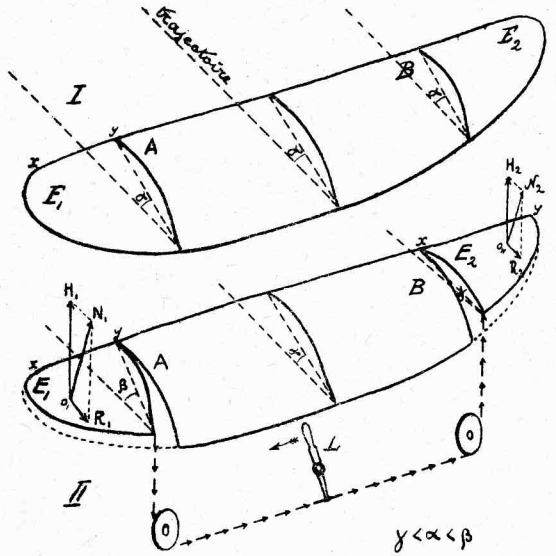


Fig. 31

Le premier est frappé maintenant par le vent relatif sous un angle $\beta > \alpha$, le deuxième — sous l'angle $\gamma < \alpha$.

Il est évident que la poussée normale N_1 de l'aileron E_1 dans ce cas est plus grande que la poussée N_2 de l'aileron E_2.

L'extrémité A de la voilure se soulève par conséquent et l'équilibre s'établit.

Si l'appareil penche à droite il suffit évidemment d'exécuter une manœuvre inverse, c'est-à-dire d'abaisser l'aileron E_2 et de soulever E_1 pour établir l'équilibre.

Du fait que $N_1 > N_2$ il résulte que ses composantes H_1 et R_1 sont également plus grandes que les composantes correspondantes de N_2.

Par conséquent, la résistance à l'avancement R_1 de l'extrémité A sera plus grande que celle de R_2 de l'extrémité B de la voilure et l'appareil aura tendance à se tourner autour de son axe vertical du même côté où il penche.

Si le déséquilibre transversal résultait du virage, cette inégalité des forces R_1 et R_2 est utile, car elle aide à virer.

Si, par contre, la stabilité latérale a été rompue par une autre cause quelconque, l'appareil en se redressant changera légèrement sa route.

L'effet stabilisateur des ailerons devient maximum quand $\gamma = -\beta$, c'est-à-dire quand l'aileron E_2 est attaqué par le vent relatif par au-dessus.

Dans ce cas, les pousses normales N_1 et N_2 seront dirigées en sens inverses d'où résultera un couple stabilisateur très énergique.

Problème N° 5. Calculer le couple stabilisateur ($\gamma = -\beta$) si la surface d'un aileron est égale à 1 m²; son angle d'attaque $\alpha = 12°$; la distance entre les centres des ailerons est 6 m. et enfin la vitesse de translation de l'appareil est = 30 m. par sec.

$$N_1 = K S V^2 \sin \alpha$$
$$H_1 = N_1 \cos \alpha$$
$$H_1 = K S V^2 \sin \alpha \cos \alpha$$

En admettant K = 0,18, nous aurons :

$H_1 = 0{,}18 \times 1 \times 900 \times \sin 12° \times \cos 12° =$ env. 33 kgr.
d'où le couple redresseur cherché

$$33 \times 6 = 198 \text{ kgr.-mètres.}$$

Problème N° 6. Quelle sera la valeur du couple redresseur si la vitesse de l'avion descend 20 m. par seconde, les autres conditions restant les mêmes que précédemment ?

$$H_1 = K S V^2 \sin\alpha \cos\alpha$$

$H_1 = 0{,}18 \times 1 \times 400 \times \sin 12° \times \cos 12° =$ env. 15 kgr.
la valeur du couple tombe à

$$15 \times 6 = 90 \text{ kgr.-mètres.}$$

Remarque. Ces deux exemples montrent combien est imparfait le mode actuel de la stabilisation des avions.

Nous voyons, en effet, que la vitesse de translation est diminuée seulement *d'un tiers,* tandis que le couple stabilisateur est devenu plus de *deux fois* plus petit !

Il est compréhensible maintenant pourquoi les accidents sont si fréquents pendant l'attarrissage.

La vitesse à ce moment étant faible, le couple stabilisateur devient alors pour ainsi dire nul et le pilote n'a aucun moyen de lutter contre les effets perturbateurs qui sont surtout nombreux près du sol, où chaque accident de terrain provoque un remous.

On peut calculer la surface des ailerons à l'aide des formules empiriques suivantes :

$$8 < Zd < 20$$

$$0{,}05 < \frac{Zd}{S} < 0{,}9$$

Z étant la surface cherchée des ailerons.
d étant leur distance au centre de gravité de l'avion.
S étant la surface totale de la voilure principale.

Problème N° 7. Calculer la surface des ailerons d'un avion dont la surface totale de la voilure principale est égale à 12 m², et dont l'envergure est égale à 10 m.

On peut considérer la distance du centre d'un aileron au centre de gravité de l'appareil comme étant *grosso modo* égale à la moitié de l'envergure.

Donc $d = 10 : 2 = 5$ m.

En prenant, comme première approximation

$$Zd = 10$$

on a

$$5 Z = 10 \qquad \text{d'où } Z = 2 \text{ m}^2.$$

La surface de chaque aileron est égale donc à 1 m².

En portant ces valeurs dans la deuxième expression, on a

$$\frac{Zd}{S} = \frac{10}{12} = 0{,}83$$

La deuxième expression étant satisfaite on peut considérer les valeurs choisies comme admissibles.

19. *Stabilité longitudinale.* Si la stabilité automatique longitudinale n'est pas suffisante pour redresser l'avion quand il se cabre ou quand il pique du nez vers el sol, le pilote a recours au *gouvernail de profondeur* constitué par un volet C fixé à l'empénage E comme le montre la fig. 32, I.

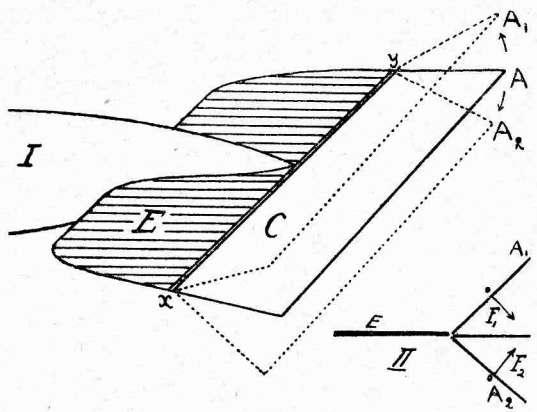


Fig. 32

Le gouvernail de profondeur est mobile autour de X Y et peut être orienté soit vers le haut (position A_1) soit vers le bas (position A_2).

Dans le premier cas, la poussée F_1 du vent relatif (*fig. 32, II*) tend à abaisser la queue de l'appareil; dans le second cas, au contraire, la poussée F_2 la soulève.

Ainsi en manœuvrant le gouvernail de profondeur vers le haut (A_1) on peut donc redresser l'appareil quand il pique du nez et inversement en le déplaçant vers le bas (A_2) on contrebalance le cabrage.

Pour avoir un coupe stabilisateur énergique, on confond parfois le gouvernail de profondeur et l'empénage en une seule pièce mobile, de grande surface (équilibreur), qui remplit donc l'office de ces deux organes.

Une telle disposition présente certains avantages en mettant à la disposition du pilote un gouvernail de profondeur n'exigeant que de faibles écarts de sa position moyenne, pour obtenir l'effet voulu, mais elle est dangereuse.

En effet, en cas de rupture des commandes, l'avion est condamné, car il perd à la fois les deux organes assurant sa stabilité longitudinale.

Avec l'empénage fixe, même si le gouvernail de profondeur est hors d'usage, l'avion peut rester en ligne de vol grâce à sa stabilité automatique.

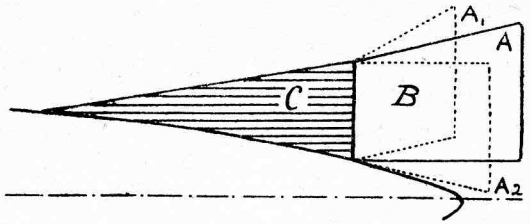


Fig. 33

Remarquons que le gouvernail de profondeur, tout en étant l'organe de stabilité longitudinale commandée, permet également, d'effectuer la montée et la descente de l'avion.

20. *Stabilité de route.* La stabilité automatique de route, assurée par la surface quille peut être dans certains cas insuffisante, le pilote y remédie à l'aide du *gouvernail de direction,* qui lui permet, en outre, de faire les virages.

Le gouvernail de direction B est formé par une petite voilure supplémentaire fixée à la surface quille C, comme le montre la fig. 33, et pouvant être tournée à gauche (position A_1) ou à droite (position A_2).

Les directions de la poussée du vent relatif dans ces deux positions (A_1 et A_2) du gouvernail de direction seront évidemment diamétralement opposées, ce qui permet au pilote de modifier à volonté d'orientation de l'axe longitudinal de son appareil.

Les manœuvres nécessaires pour la conservation de la stabilité de route se réduisent en somme aux virages plus ou moins prononcés.

La surface Z d'un gouvernail de direction se détermine facilement à l'aide des formules empiriques suivantes :

$$3 < Zd < 10$$

$$0{,}02 < \frac{Zd}{S} < 0{,}04$$

Z étant la surface cherchée du gouvernail de direction.
d étant sa distance au centre de gravité de l'apa· reil.
S étant la surface totale de la voilure principale.

CHAPITRE V

Centrage de l'avion sans moteur.

21. On peut considérer le planeur en régime de vol, comme étant suspendu par son centre de gravité.

Pour que ce régime de vol persiste, il faut que toutes les forces appliquées au centre de gravité soient en équilibre; ce qui peut avoir lieu seulement si les différentes parties constituant le planeur sont disposées d'une façon convenable.

L'opération ayant pour but de répartir les charges pour qu'elles s'équilibrent mutuellement porte le nom de *centrage*.

L'importance de cette opération est évidente. Elle doit donc être faite avec le maximum de soins.

Les légers écarts dans l'estimation des longueurs et des poids sont certainement inévitables, mais elles peuvent être corrigées plus tard à l'aide de l'empénage.

Un bon procédé permettant d'éviter de longs tâtonnements, consiste, après avoir calculé l'appareil, à construire d'abord son modèle réduit (1/10, p. ex.), qui servira pour les opérations de centrage et de la modification éventuelle de l'emplacement des différentes parties du planeur étudié.

Remarquons que, dans le cas de l'avion sans moteur, le principal poids entrant en jeu est le poids du pilote.

On peut donc, en avançant ou en reculant son siège, modifier à volonté l'emplacement du centre de gravité du planeur en ordre de marche.

Lors de l'étude du vol plané et du vol à voile (chapitre III), nous avons défini les diverses forces agissant sur le planeur.

Ces forces sont (*fig 34*) :

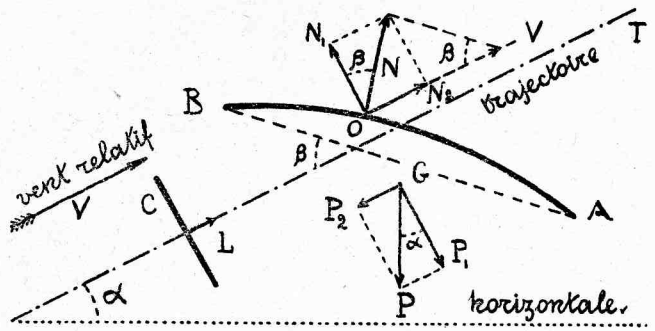


Fig. 34

1) La composante P_2, du poids total P, qui est la force de traction du planeur.

2) La composante P_1, qui est son lest effectif.

3) La composante N_1, de la poussée normale N, qui est la force sustentatrice.

4) La composante N_2 qui donne la valeur de la résistance à l'avancement due à la sustentation.

5) La force L de la résistance à l'avancement due à la propulsion.

Les forces P_1 et P_2 sont appliquées au centre de gravité G du planeur. Les forces N_1 et N_2 sont appliquées à son centre de poussée O.

Quant à la force L, son point d'application est difficile à déterminer.

Si la construction de l'appareil est faite avec la précision nécessaire, ce point est disposé dans son plan de symétrie, à peu près au niveau de la voilure principale, s'il s'agit d'un monoplan et environ au milieu des deux surfaces portantes en cas de biplan.

Les valeurs respectives des force P_1, P_2 N_1, N_2 et L

dépendent, comme nous le savons, de l'étendue, du profil et de la qualité de la voilure principale, de son angle d'incidence, de l'angle de la trajectoire de l'appareil avec l'horizontale, de son poids total en ordre de marche, de la vitesse du vent relatif, etc...

Nous avons établi plus haut les formules nécessaires permettant de calculer ces forces en grandeur et en direction.

Si la poussée normale N du vent relatif passe également par le centre de gravité de l'appareil (cas des centres confondus), les conditions de l'équilibre sont :

$$P_1 = N_1 \text{ et } P_2 = N_2 + L$$

S'il n'en est pas ainsi, nous aurons deux couples (N_1, P_1) et (N_2+L, P_2) qui doivent s'équilibrer mutuellement.

Pour éviter les mouvements pendulaires, il est bon de ne pas exagérer la distance entre les centres de poussée et de gravité.

Cette distance, dans le cas qui nous intéresse, ne doit pas être supérieure à 40 cm.

De même, il est utile de placer le centre de gravité très légèrement en avant du centre de poussée.

Centre de poussée. La position du centre de poussée d'une voilure dépend de son profil et de son angle d'incidence.

Tenant compte que la courbure des ailes d'avions est faible et que leur angle d'incidence est seulement de quelques degrés, on peut pratiquement admettre que la position du centre de poussée est très voisine du premier tiers avant de l'aile et que la direction de la poussée du vent relatif est normale à sa corde.

En particulier, la position du centre de poussée, la grandeur et la direction de la poussée totale d'un monoplan muni d'un empénage à incidence nulle (*fig. 35, I*) ne diffèrent pas du centre de poussée O et la poussée normale N de sa voilure principale.

Si le monoplan, par contre, possède un empénage

porteur (*fig. 35, II*), il est facile également de trouver la position de son centre de poussée O et la poussée totale N.

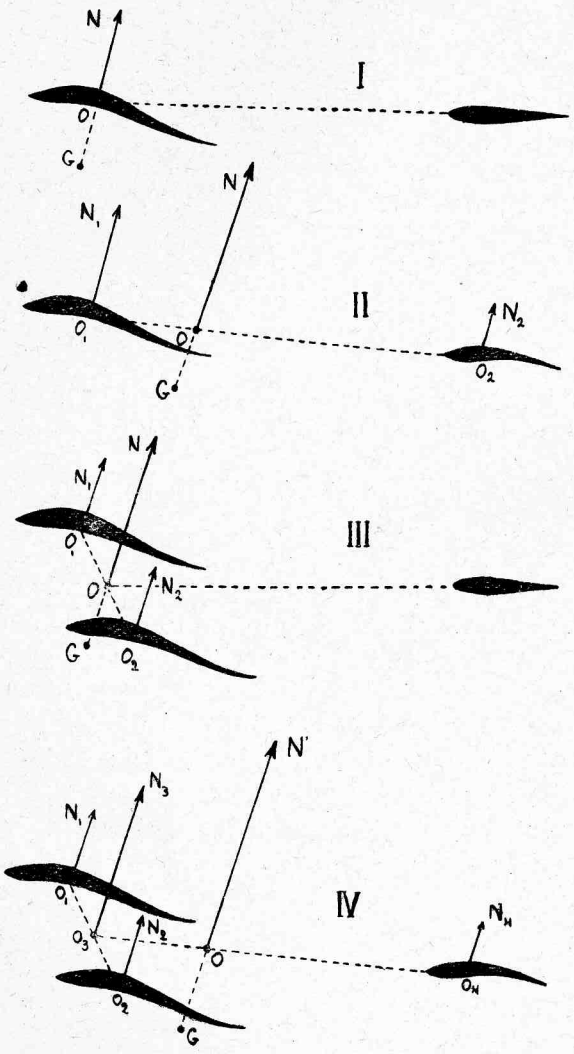


Fig. 35

En effet, les places des centres de poussée O_1 et O_2, les intensités et les directions des poussées normales N_1 et N_2 de sa voilure principale et de son empénage étant connus, il suffit d'appliquer la règle de composition des forces parallèles.

Nous trouverons que la résultant N de deux forces N_1 et N_2 est égale à leur somme et à la même direction.

Que son point d'application, c'est-à-dire le centre de poussée cherché O divise la droite O_1 O_2 qui joint les points d'application des forces N_1 et N_2 en deux parties inversement proportionnelles aux intensités de ces deux forces.

Donc :

$$N = N_1 + N_2$$

$$\frac{OO_1}{OO_2} = \frac{N_2}{N_1}$$

Si, p. ex., la force N_1 est dix fois plus grande que N_2, la distance OO_1 sera dix fois plus *petite* que la distance OO_2.

En appliquant la même règle, nous trouverons la position du centre de poussée O et la grandeur et la direction de la poussée totale N d'un biplan avec l'empénage à incidence nulle (*fig. 35, III*) et d'un biplan muni d'un empénage porteur (*fig. 35, IV*).

Si les deux voilures du biplan sont équivalentes, il est évident que les points O et O_3 (*fig. 35, III et IV*) seront justement au milieu des droites O_1 O_2.

Dans le cas contraire, ce point sera déplacé vers la plus forte voilure.

Pour fixer la position du centre de poussée d'un biplan, il est commode de tendre un fil entre les points O_1 et O_2 et de lier un nœud au point O déterminé par le calcul.

Centre de gravité. On détermine la position du centre de gravité du planeur en ordre de marche, c'est-à-dire le pilote étant sur son siège, expérimentalement par la méthode de suspension.

Tout d'abord, en supposant que l'appareil soit bien construit, le point cherché se trouve dans son plan de symétrie passant par son axe longitudinal.

On détermine ensuite le deuxième plan de symétrie en faisant suspendre la carlingue successivement par des attaches fixées aux points A_1, A_2, A_3, etc... ou en la faisant reposer sur des primes b_1, b_2, etc... (*fig. 36*, I) jusqu'à ce qu'elle reste horizontale, pareille au fléau d'une balance.

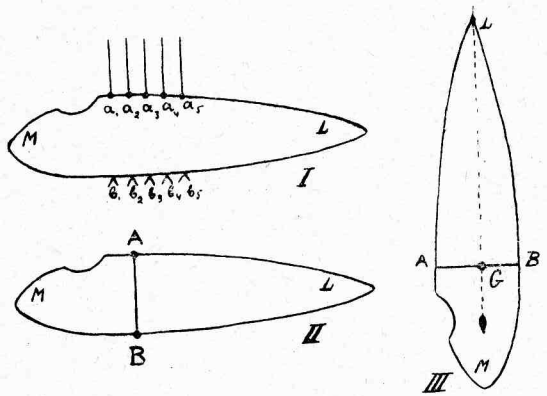


Fig. 36

Le plan, perpendiculaire à l'axe longitudinal de l'appareil, passant par le point ainsi déterminé est le deuxième plan de symétrie.

L'intersection de ces deux plans donne l'axe vertical A B du planeur, sur lequel se trouve le centre de gravité cherché.

Il est nécessaire de fixer cet axe, soit en tendant entre les points A et B un fil métallique solide, soit, ce qui vaut mieux, en y disposant une tige rigide.

Il reste maintenant à suspendre l'appareil par l'une de ses extrémités. Un fil à plomb, attaché à l'intérieur de la carlingue juste au-dessous du point de suspension définira par son intersection avec l'axe A B, le centre de gravité G.

On peut procéder autrement. Au lieu de suspendre l'appareil par son extrémité L on peut également le suspendre (à l'aide d'un dispositif quelconque, facile d'ailleurs à imaginer), directement par divers points de l'axe A B en commençant par le haut et en descendant progressivement vers le point B.

Après une série d'essais on tombera finalement sur un point où l'appareil sera en équilibre indifférent, c'est-à-dire qu'il conservera n'importe quelle position imposée.

Ce point sera le centre de gravité G.

Position de l'empénage. On dispose d'habitude les empénages à incidence nulle et à incidence négative au-dessus de l'axe longitudinal de l'appareil, pour les soustraire à l'influence nuisible des filets d'air projetés vers le bas par les ailes de l'avion.

Les empénages porteurs se placent au contraire au dessous de cet axe.

* * *

Les centres de gravité et de poussée étant déterminés, on place les ailes sur la carligue de façon que ces deux points soient disposés, l'un par rapport à l'autre, comme il convient.

Comme les ailes déplacent légèrement le centre de gravité, on décale en avant ou en arrière le siège du pilote ou l'empénage pour que les conditions de stabilité soient satisfaites.

CHAPITRE VI

Fatigues des éléments constitutifs.

Les éléments constitutifs d'un avion sont :

I

Cellule, soit monoplane (*fig. 37, I*) soit biplane (*fig. 37, II*), qui est constituée par :

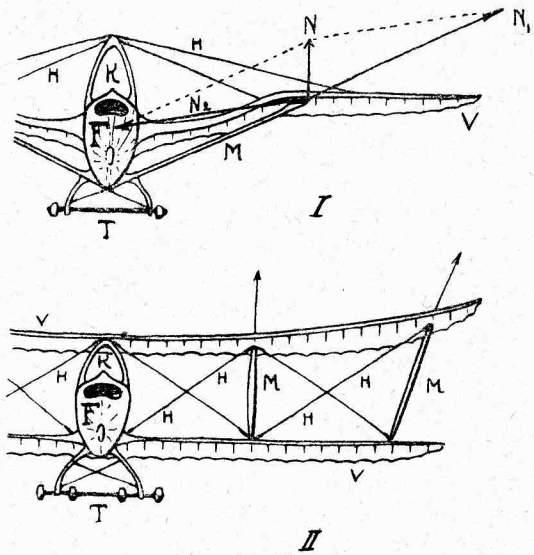


Fig. 37

A. Voilures ou surfaces portantes V décomposables à leur tour en un certain nombre de poutres (*fig. 38*) :

a) longerons L;
b) entretoises E;
c) tirants t_1 et t_2;
d) nervures n.

B. Mâts de cellule M et haubans H.

C. Cabane K, c'est-à-dire la partie faisant liaison entre le fuselage et la cellule.

II

Fuselage, décomposable en un certain nombre de poutres longitudinales et transversales, notamment :

a) longerons;
b) entretoises;
c) haubans;
d) organes de liaison entre le train d'atterrissage et la cabane.

III

Organes de stabilité et de contrôle, c'est-à-dire :

a) ailerons;
b) gouvernail de profondeur;
c) gouvernail de direction;
d) empénage;
e) surface quille;

IV

Train d'atterrissage qui se compose généralement de :

a) châssis;
b) essieux;
c) roues;
d) ressorts;
e) béquilles, etc.

V

Tendeurs, attaches, ferrures de toutes sortes, écrous, boulons et autres pièces accessoires.

Tous ces éléments, au cours des évolutions de l'avion, sont soumis à des efforts essentiellement différents et en général difficiles à déterminer.

Les cadres de ce petit livre, qui s'adresse surtout

aux amateurs du sport aérien, ne nous permettent pas évidemment d'entreprendre l'étude détaillée des efforts encaissés par chaque partie de l'appareil.

Nous nous bornerons donc à l'examen sommaire des conditions de travail des pièces constitutives principales; quant aux parties secondaires, nous indiquerons seulement les efforts qu'elles doivent supporter sans rupture ni déformation permanente.

Ces efforts maxima étant connus, on peut faire le calcul du planeur, en cherchant uniquement à lui donner la résistance mécanique nécessaire pour subir les épreuves statiques au moyen de charges de sable qu'on lui imposera.

Ces essais statiques peuvent seulement être considérés comme satisfaisants et l'appareil bon pour l'usage que si :

1) La charge imposée était égale à l'effort maximum que l'appareil pouvait avoir à supporter en vol.

2) Après le déchargement, aucune pièce n'accusait de déformations permanentes

* * *

I. — Cellule.

L'aile d'un avion réduit à ses éléments squelettiques présente, en somme, une poutre composée comprenant deux longerons L L (*fig. 38, I*) réunis par une série d'entretoises E, E... et de tirants t_1, t_2... Sur cette poutre reposent des nervures n, n_1 n.. qui assurent à la voilure un profil déterminé et servent en même temps de support à la toile.

La poussée de l'air s'exerçant sur la surface ailaire est transmise par des nervures à la pouttre composée qui, en dernière analyse, encaisse donc la totalité de l'effort.

Cet effort se décompose en un effort de poussée agissant perpendiculairement au plan de l'aile et en un effort de traînée (la résistance à l'avancement) qui agit dans ce plan.

Soit en effet N la poussée d'air connue en grandeur et en direction, appliquée au centre de poussée O (*fig. 39*).

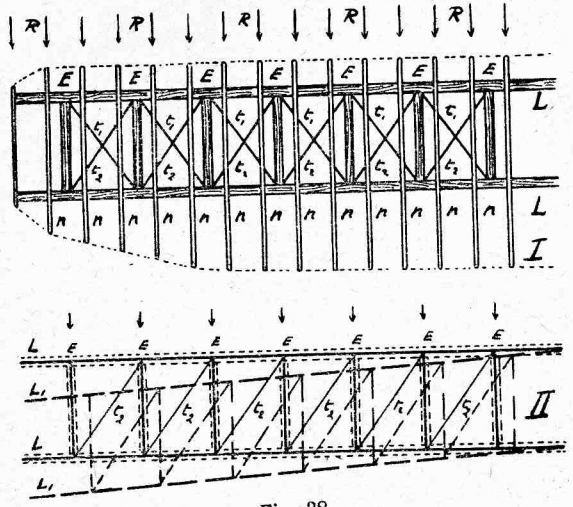


Fig. 38

Connaissant les détails de la structure de l'aile, c'est-à-dire sa largeur L; la distance D du centre de poussée au bord d'attaque; la distance S entre les longerons et enfin les distances l_1 et l_2 de ces longerons au centre de poussée O, on peut facilement calculer

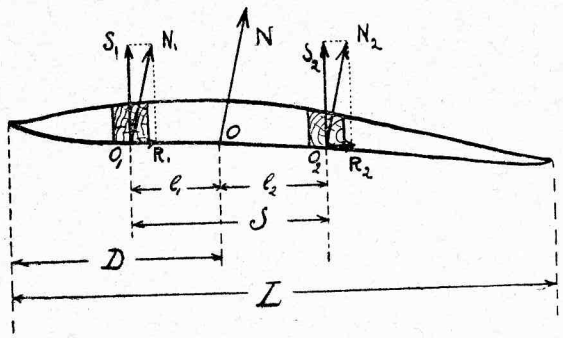


Fig 39

la répartition de la charge totale et en particulier les efforts partiels N_1 et N_2 s'exerçant sur chaque longeron.

Il suffit pour cela d'appliquer la règle connue de la décomposition d'une force en deux forces parallèles appiquées aux points déterminés.

On aura

$$N_1 = \frac{N \times l_1}{S}$$

$$N_2 = \frac{N \times l_2}{S}$$

En décomposant chacune de ces deux forces N_1 et N_2 comme le montre la fig. 39, on trouve des efforts de poussée S_1 et S_2 et des efforts de traînée R_1 et R_2 agissant sur les longerons.

En vol horizontal, l'effort total de traînée (R_1+R_2) agissant dans le plan de la voilure est au maximum égal à 0,15 P; tandis que l'effort de poussée (S_1+S_2) agissant perpendiculairement à ce plan est égale environ à P.

La charge supportée par chaque longeron dépend de se distance au centre de poussée.

Comme la position de ce dernier dépend à son tour de l'angle d'attaque, il peut donc arriver que la partie notable et même toute la charge pèsera sur un seul longeron.

Notamment quand l'angle d'attaque augmente (l'appareil se cabre), le centre de poussée se déplace vers l'avant, N_1 devient plus grand que N_2 et le premier longeron est par conséquent plus chargé que le deuxième.

Dans le cas contraire, c'est-à-dire quand l'appareil pique du nez vers le sol, $N_2 > N_1$, c'est le deuxième longeron qui est surtout fatigué.

En vol plané les efforts supportés par des longerons diffèrent de ceux du vol horizontal.

Leurs valeurs dépendent de l'angle que fait la tra-

jectoire avec l'horizontale, de la strcture de l'appareil, des conditions atmosphériques, etc...

On peut admettre pour ce cas qu'au maximum

$$R_1 + R_2 = 0{,}25\ P$$
$$S_1 + S_2 = 1{,}5 \text{ à } 2\ P.$$

Enfin pendant le vol à voile, que l'on peut assimiler au vol acrobatique, les efforts que la cellule de l'avion encaisse peuvent momentanément dépasser 3 et même 4 fois ceux du vol horizontal.

Ces fatigues anormales peuvent résulter des variations brusques de la vitesse du vent relatif, des changements rapides de l'angle d'incidence de la voilure, provoqués par des coups de vent, des rafales, des remous, etc., ou par des manœuvres précipitées des organes de stabilité et de direction.

Les efforts R_1 et R_2 de traînée, comme le montre la fig. 38-II, tendent à faire reculer la voilure.

Les longerons subissent donc des efforts de flexions tandis que les tirants t_2, qui s'opposent à ce mouvement de recul, subissent des efforts de traction.

En décomposant la force appliquée à un nœud, nous trouverons que les entretoises E sont comprimées, que le longeron avant est tendu et le longeron arrière est comprimé.

Les efforts S_1 et S_2 de poussée (dans un monoplan) tendent à relever la voilure (*fig. 37-I*). Les longerons travaillent donc à la flexion.

En décomposant la force de poussée N appliquée au point O, nous trouverons des composantes N_1 et N_2.

La première N_1 mesure l'effort de traction du mât M (ou des cables), qui résiste au relèvement de l'aile. La deuxième composante N_2 donne la valeur de l'effort de compression subie par les longerons.

On voit aisément que plus le mât est incliné, plus la compression des longerons est notable.

Dans un biplan (*fig. 37-II*), sous l'influence des efforts de poussée, les longerons supérieurs travaillent

à la flexion et au surplus ils sont comprimés par la réaction des tirants H.

Les longerons inférieurs travaillent également à la flexion, mais ils sont tendus.

Les mâts M sont sont comprimés.

Les tirants H sont tendus.

27. — Les nervures travaillent à la flexion. On les calcule comme des poutres reposant sur deux appuis et supportant une charge répartie en triangle dont un des sommets se trouve au-dessus du centre de poussée.

La charge supportée par chaque nervure séparée est égale au quotient de la charge totale par le nombre des nervures.

II. — Fuselage.

28. — Le fuselage peut être considéré comme étant formé de trois poutres distinctes : A, B et C (*fig. 40*).

La poutre B, qui forme sa partie centrale, se calcule comme une poutre encastrée à ses deux extrémités.

Tandis que les poutres A et C se calculent comme des poutres encastrées à une seule extrémité et libres de l'autre.

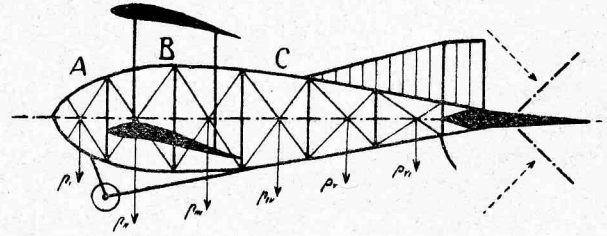


Fig. 40

En particulier, la partie C, en outre de sa charge permanente répartie en plusieurs points, doit encore être en mesure de supporter des surcharges temporaires dues à la réaction de l'air sur l'empénage et le gouvernail de profondeur.

En vol normal le fuselage doit donc supporter en porte-à-faux, outre sa charge permanente, due au

poids de ses diverses parties, la surcharge due à l'effort aérodynamique s'exerçant sur l'empénage.

On peut admettre qu'au maximum cet effort, par mètre carré de la surface de l'empénage est égal à 0,6 de la charge imposée à la cellule.

Durant le vol, les longerons supérieurs du fuselage sont tendus et les longerons iférieurs sont compprimés.

Dans le virage, le fuselage est soumis à un effort de torsion. Dans le cas que nous étudions, cet effort peut être considéré comme négligeable.

Pendant l'atterrissage, les points de fixation du châssis au fuselage sont soumis à un choc dont l'effet dynamique (exprimé en kg.) peut parfois s'élever à 5 fois le poids total de l'appareil.

Le fuselage doit donc pouvoir supporter la même charge sans se rompre.

Le siège du pilote doit être calculé pour supporter 2 fois le poids de ce dernier.

III. — Organes de stabilité et de contrôle.

29. Les efforts supportés par des ailerons, par des gouvernails de profondeur et de direction sont relativement faibles.

Les seuls éléments qui doivent être soigneusement calculés sont les ferrures d'articulation.

Chaque ferrure doit supporter sans se rompre, en outre du poids propre de l'aileron ou du gouvernail, la charge 2 fois plus grande que la pression de l'air qui s'exerce sur ces organes en vol.

L'empénage doit être calculé pour une charge au mètre carré égale au 0,6 de celle imposée à la cellule.

IV. — Train d'atterrissage.

30. — Le S. T. Aé. français admet que le train d'atterrissage et la béquille doivent supporter sans rupture une chage 5 fois plus grande que la charge statique qu'ils supportent l'avion étant au repos.

Essais statistiques des ailes et du fuselage

31. — Les essais statiques au moyen de charges de sable sont pour but de vérifier si le planeur est capable de résister aux divers efforts qu'il aura à subir au cours de ses futures évolutions.

Ces épreuves peuvent être plus ou moins poussées.

Si on veut, par ex., déterminer la résistance maximum que possède l'appareil d'un type donné, on le charge de sable jusqu'à la rupture.

Si l'on veut seulement se rendre compte de la solidité de l'avion, on limite les essais à une charge équivalente au plus puissant effort qu'il peut avoir à supporter soit en vol, soit à l'atterrissage.

Ces essais peuvent être considérés comme satisfaisants et l'appareil bon pour l'usage si la charge imposée était disposée de façon à se rapprocher autant que possible des conditions de travail et de la cellule et du fuselage de l'avion pendant le vol et si après le déchargement aucune pièce n'accusait des déformations permantes.

Pour la réalisation pratique de ces essais il faut savoir le poids P de l'appareil en ordre de marche et le poids p de la cellule

Ces valeurs étant connues, pour les essais sur le dessous des ailes on retourne l'avion comme le montre la fig. 42, en plaçant les points d'appui A et B le plus près possible du centre de gravité du fuselage.

Pour se rapprouher des conditions de travail de la cellule pendant le vol, on donne à l'appareil une certaine inclinaison (env. 15°).

La répartition de la charge imite alors assez fidèlement les efforts de poussée C_1 et les effforts de traînée C.

Si le sable est bien disposé, la composante C_1 passe par le centre de poussée de l'aile.

Le poids Q du sable se détermine d'après la formule suivante :

$$Q = n\,(P - p) - p$$

P étant le poids du planeur en ordre de marche;

p étant le poids de la cellule;

n étant le coefficient d'essai statique. Sa valeur est comprise entre 4 et 6.

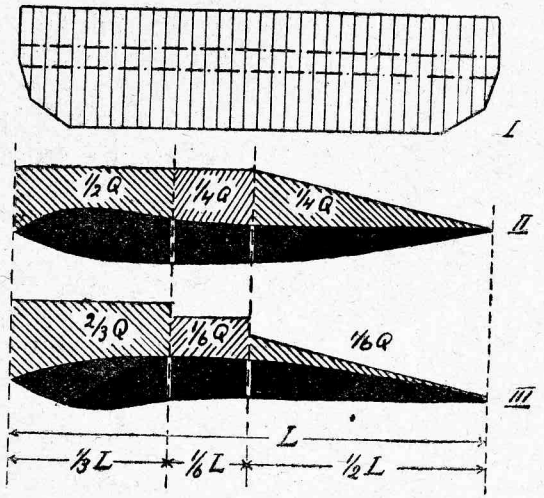


Fig. 41

Si les surfaues S_1 et S_2 des ailes inférieure et supérieure d'un biplan sont différentes, et si on veut tenir compte également de la diminution de portance des l'aile inférieure, on calcule les charges respectives Q_1 et Q_2 des ailes d'après les formules :

$$Q_1 = \frac{0{,}9\ Q\ S_1}{0{,}9\ S_1 + S_2} \qquad Q_2 = \frac{Q\ S_2}{0{,}9\ S_1 + S_2}$$

$$Q_1 + Q_2 = Q$$

Pour éviter les déformations brusques, il faut charger la cellule progressivement en disposant les charges calculées pour des valeurs croissantes de *n* depuis l'unité jusqu'au maximum adopté.

Dans le voisinage des nœuds on dispose les verins

qu'on desserre très lentement après la pose de chaque charge separée.

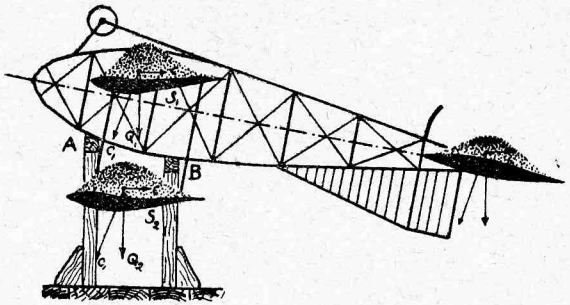


Fig. 42

Les fig. 41, I et II donnent les schémas de la distribution des sacs de sable sur la voilure.

Les essais statiques sur le dessus des ailes s'effectuent de la même manière.

L'appareil étant posé directement sur ses roues ou ses béquilles, on procède au chargement comme ci-dessus.

La valeur du coefficient d'essai statique *n* dans ce cas est comprise entre 2 et 3.

La fig. 41, III donne le schéma de la distribution des charges.

Pour des essais statiques du fuselage à la flexion, on l'encastre sur un support aux points d'attache de la cellule et dispose les sacs de sable sur l'empénage.

La charge par m² de surface de l'empénage ne doit pas dépasser 0,6 de celle imposée à la voilure.

CHAPITRE VII

Calcul et construction de l'avion sans moteur

A. Notions préliminaires.

32. *Travail d'une force constante.* — Quand un corps se déplace sous l'influence d'une force, on dit que la force effectue un travail.

Lorsque la direction de la force coïncide avec celle du mouvement, le travail (en kgr.-m.) est mesuré par le produit de la force agissante (en kgr.) par le chemin (en m.) parcouru par son point d'application.

$$T = F\,L$$

Si les deux directions ne coïncident pas, le travail est mesuré par le produit de la composante effective, servant à vaincre la résistance au mouvement par le chemin parcouru.

$$T = F\,L\,\cos\alpha$$

En conséquence, *le travail est mesuré, quelle que soit la direction de la force, par le produit de la force agissante* F *par la projection du déplacement* L cosα *sur la direction de cette force.*

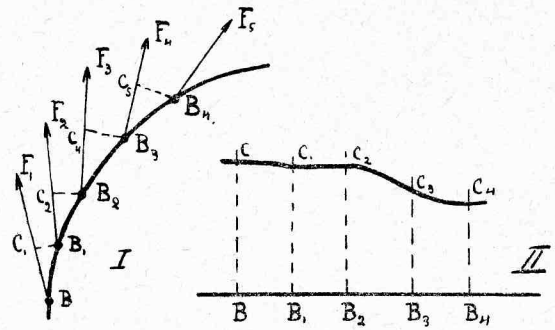


Fig. 43

33. *Travail d'une force variable.* — Examinons le cas général, c'est-à-dire le travail d'une force d'intensité variable, dont le point d'application décrit une courbe.

Soit B A (*fig. 43-I*), la courbe décrite par le point d'application de la force. Divisoss cette courbe en parties BB_1, B_1B_2, B_2B_3, etc..., suffisamment petites pour qu'elles puissent être considérées comme rectilignes et que forces élémentaires F_1, F_2, F_3... comme constantes en grandeur et en direction.

En projetant les trançons BB_1, B_1B_2, B_2B_3... du chemin parcouru sur les directions des forces correspondantes F_1, F_2, F_3... nous trouverons les valeurs des travaux élémentaires dont la somme :

$$(F_1 \times BC_1) + (F_2 \times B_1C_2) + (F_3 \times B_2C_3) + \ldots.$$

est égale *au travail total de la force variable. . .*

Pour évaluer ce travail total on peut avoir recours à une méthode graphique.

Sur une droite AB (*fig. 43, II*) portons des longueurs BB_1, B_1B_2, B_2B_3..... respectivement égales aux BC_1, B_1C_2, B_2C_3... (I).

Aux points B, B_1, B_2... élevons les perpendiculaires BC, B_1C_1, B_2C_2... égales aux vecteurs représentant les forces F_1, F_2, F_3...

Il suffit de faire passer par les points C, C_1, C_2, C_3... une courbe pour obtenir une figure BCC_5B_5 *dont la surface* (en une certaine échelle) *donnera le travail total cherché.*

34. *Travail de l'inertie.* — Dans le cas où l'intensité et la direction de la force, le temps pendant lequel elle agit sur le mobile et le chemin parcouru par ce dernier sont inconnus, on peut évaluer le travail de la force si on sait *la masse du mobile et l'accroissement de sa vitesse après un certain intervalle du temps.*

35. *Travail de l'inertie dans le mouvement de translation.* — Soit un mobile de poids P, animé d'un mouvement uniformément accéléré, après t secondes possède une vitesse finale V.

En connaissant la valeur ϕ de l'accélération, il est facile de calculer le travail de la force F.

En effet, les forces étant proportionnelles aux accélérations

$$\frac{F}{P} = \frac{\phi}{g} = \frac{\phi t}{gt}$$

comme

$$\phi t = V$$

$$F = \frac{P}{g} \times \frac{V}{t}$$

d'où

$$T = FL = \frac{P}{g} \times \frac{V}{t} \times L$$

mais $L = \frac{V}{2} \times t$ et $\frac{P}{g} = M$ (masse)

il s'en suit que

$$T = \frac{MV^2}{2} \text{ (force vive)}$$

c'est-à-dire *le travail d'une force est égal à la force vive qu'elle imprime au corps sur lequel elle agit.*

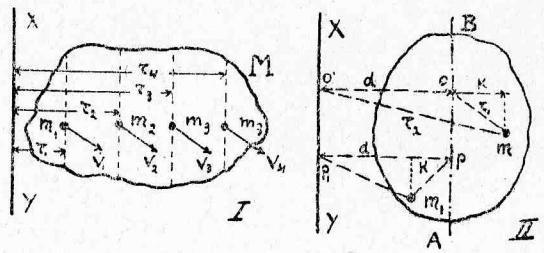


Fig. 44

36. *Travail de l'inertie dans le mouvement de rotation.* — Lorsqu'un corps M (*fig. 44,* I) en partant du repos, est mis par une force F en mouvement de rotation autour de l'axe xy, la force vive, de ce corps

ne peut pas être calculée d'après la formule indiquée ci-dessus, puisque les différentes parties du corps ne sont pas animées d'une même vitesse.

Désignons par m_1, m_2, m_3, etc... les masses élémentaires du corps M et par V_1, V_2, V_3, V_4... leurs vitesses respectives.

La force vive totale du corps M sera évidemment égale à la somme des forces vives partielles de ces masses élémentaires.

$$\text{Force vive} = T = \frac{1}{2}(m_1 v_1^2 + m_2 v_2^2 + m_3 v_3^3 + ...)$$

Si ω est la vitesse angulaire de rotation et r_1, r_2, r_3... les distances des masses élémentaires à l'axe xy, on aura :

$$v_1 = \omega r_1 \; ; \; v_2 = \omega r_2 \; ; \; v_3 = \omega r_3$$

d'où

$$T = \frac{\omega_2}{2}(m_1 r_1^2 + m_2 r_2^2 + m_3 r_3^2 + ...)$$

On donne le nom de *moment d'inertie* à la quantité :

$$m_1 r_1^2 + m_2 r_2^2 + m_3 r_3^2 + m_4 r_4^2 + ... = I$$

Tion s'exprime donc par :

$$T = \frac{\omega^2 I}{2}$$

Le travail nécessaire pour imprimer une certaine vitesse de rotation à un corps de masse M *est égal à la moitié du produit du carré de sa vitesse angulaire par son moment d'inertie* I.

Recherche des moments d'inertie.

37. — Nous avons défini le moment d'inertie *d'une masse,* par extension on appelle moment d'inertie *d'une surface* la somme des produits des éléments de cette surface par leur distance à un axe quelconque.

Il faut cependant distinguer le moment d'inertie

(I) de la surface par rapport à un axe contenu dans son plan, de son *moment d'inertie polaire* (I_0) pris par rapport à un axe perpendiculaire au plan de la surface.

38. *Centre de percussion et rayon de giration.* — Le point d'application de l'effort de l'inertie (centre de percussion) ne peut pas évidemment coïncider avec le centre de gravité du corps, étant donné que ses masses élémentaires sont animées des vitesses différentes.

La distance du centre de percussion à l'axe de rotation porte le nom de *rayon de giration.*

On peut facilement déterminer le moment d'inertie d'un corps lorsque l'on connaît son rayon de giration.

En effet, en admettant, que le corps se compose des masses élémentaires m égales, dont les distances respectives à l'axe de rotation sont r_1, r_2, r_3... on a :

$$I = mr_1^2 + mr_2^2 + mr_3^2 + ... = MR^2.$$

39. *Moment d'inertie d'un corps par rapport à un axe quelconque.* — Soit AB un axe passant par le centre de gravité g d'un corps M (*fig. 44,* II) et xy un axe quelconque parallèle à AB.

Il est évident que les perpendiculaires r_1 et r_2 abaissées sur les axes AB et xy d'un point quelconque M, se trouvant *dans la partie droite* du corps M, formeront un triangle dont l'angle m 0 0_1 sera *obtus,* quelle que soit la position du point m.

Par contre, les perpendiculaires s_1 et s_2 abaissées sur les mêmes axes, d'un point m_1 se trouvant *dans la partie gauche* du corps, formeront un triangle dont l'angle m_1 p p_1 sera toujours *aigu.*

D'après un théorème connu, pour la partie droite du corps on a

$$r_2^2 = r_1^2 + d^2 + 2dK$$

en multipliant par la masse élémentaire m :

$$mr_2^2 = mr_1^2 + md^2 + 2mdK.$$

De même pour la partie gauche

$$s_2^2 = s_1^2 + d^2 - 2dK$$
$$ms_2^2 = ms_1^2 + md^2 - 2mdK$$

En faisant la somme des expression semblables pour toutes les masses élémentaires du corps, on a :

$$mr_2^2 + ms_2^2 + \ldots = mr_1^2 + ms_1^2 + (m+m+\ldots)\, d^2$$

ou

$$I = I_1 + Md^2$$

c'est-à-dire *en connaissant le moment d'inertie* I_1 *relativement à un axe passant par le centre de gravité du corps, on trouve le moment d'inertie* I *par rapport à un axe parllèle quelconque, en ajoutant simplement à* I_1 *le produit de la masse* M *du corps par le carré de la distance des deux axes.*

II. — Résistance des matériaux.

40. — Toute pièce soumise à des efforts doit être calculée. Ce calcul exige la connaissance de la résistance des matériaux.

Sans entrer dans les détails, nous étudierons les diverses conditions dans lesquelles, éventuellement, la pièce pourrait travailler.

Déformation. — On donne le nom de *déformation* à tout changement de la forme d'un corps soumis à l'action de forces extérieures.

La déformation est dite *élastique* si le corps reprend sa forme initiale dès que la force cesse d'agir.

Dans le cas contraire, la déformation s'appelle *permanente.*

L'élasticité d'un corps est sa propriété de s'opposer aux déformations permanentes.

La limite d'élasticité est la réaction maximum qu'il peut présenter à une force extérieure, sans subir une déformation permanente.

La résistance à la rupture est la résistance maximum opposée par le corps à sa destruction.

Le coefficient-limite d'élasticité est une valeur exprimant (en kgr.) la limite d'élasticité.

Le coefficient de rupture est une valeur mesurant (en kgr.) la résistance à la rupture.

TABLE II

Moments d'inertie des principaux profils en usage.

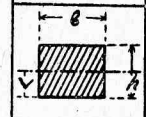
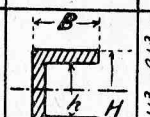
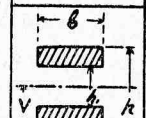
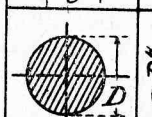
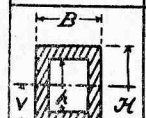
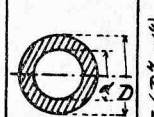
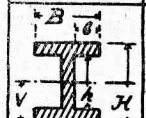
Profils.	I	I/V	V	Profils.	I	I/V	V
	$\frac{bh^3}{12}$	$\frac{bh^2}{6}$	$\frac{h}{2}$		$\frac{BH^3-bh^3}{12}$	$\frac{BH^3-bh^3}{6H}$	$\frac{H}{2}$
	$\frac{b(h^3-h_1^3)}{12}$	$\frac{b(h^3-h_1^3)}{6h}$	$\frac{h}{2}$		$\frac{\pi D^4}{64}$	$\frac{\pi D^3}{32}$	$\frac{D}{2}$
	$\frac{BH^3-bh^3}{12}$	$\frac{BH^3-bh^3}{6H}$	$\frac{H}{2}$		$\frac{\pi(D^4-d^4)}{64}$	$\frac{\pi(D^4-d^4)}{32D}$	$\frac{D}{2}$
	$\frac{BH^3-2bh^3}{12}$	$\frac{BH^3-2bh^3}{6H}$	$\frac{H}{2}$		$\frac{bh^3}{36}$	$\frac{bh^2}{24}$	$\frac{2h}{3}$

Fig. 45

Coefficient de sécurité. Par mesure de prudence on n'impose jamais à une pièce mécanique la charge égale à son coefficien-limite d'élasticité.

Sa charge maximum (coefficient de résistance) acceptable dans la pratique n'est qu'une faible fraction de son coefficient de rupture.

Ainsi, par ex., le coefficient de rupture de l'acier ordinaire est environ 40 kgr. par mm², tandis que son coefficient de résistance pratique est seulement de 8 kgr. par mm²

Pour la sorte d'acier indiquée ci-dessus, le coefficient de sécurité sera donc :

$$40 : 8 = 5.$$

41. — Les forces agissant sur le corps d'après leur mode d'action se présentent sous des aspects différents. Nous étudierons seulement :

I. *Forces de traction* qui tendent à déchirer le corps.

II. *Forces de compression* qui, au contraire, l'écrasent.

III. *Forces de flexion* ayant pour effet de courber le corps.

Il est évident que dans chacun de ces cas particuliers, le corps ne se compose pas de la même façon; en effet, les valeurs de son coefficient-limite d'élasticité et du coefficient de rupture varient très notablement d'un cas à l'autre.

Tout art de la construction des poutres légères mais solides, réside uniquement dans le choix des conditions optima pour let ravail des matériaux.

Étude de la traction.

42. — Sous l'influence des forces de traction le corps s'allonge. Cet allongement peut être élastique ou

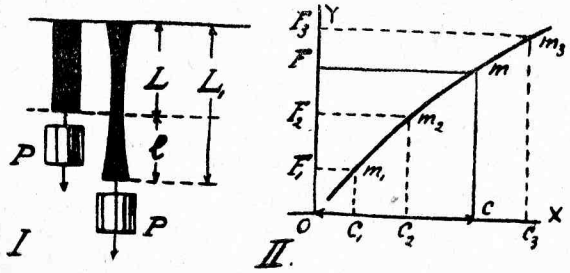


Fig. 46

permanent suivant l'intensité et la durée d'action des forces agissantes.

Considérons une tige T (*fig. 46, I*), de section S et de longueur initiale L, encastrée par l'une des extrémités et soumise à l'autre extrémité à l'action du poids P.

La charge par unité de section est

$$p = \frac{P}{S}$$

Sous l'action de la traction, la tige s'allonge. Sa nouvelle longueur est

$$L_1 = L + l$$

Dans les limites d'élasticité, l'allongement l est directement proportionnel à P et à L et inversement proportionnel à S, c'est-à-dire

$$l = \frac{P \times L}{S} d$$

d étant *le coefficient d'allongement*, c'est-à-dire l'allongement subi par une tige de 1 mm. de longueur et de 1 mm² de section sous l'action d'un poids de 1 kgr.

Pour obtenir un allongement

$$L_1 = 2L$$

il faut une charge par unité de section de

$$p = \frac{1}{d} = E$$

La quantité E porte le nom de *module d'élasticité.*

La notion du module d'élasticité est purement théorique, car certainement on aurait dépassé la limite d'élasticité avant d'arriver à l'allongement égal à la longueur initiale.

La quantité (P : S) exprime la charge du corps par unité de section. Dans les limites d'élasticité, cette charge s'équilibre avec la *résistance à la traction* K présentée par le corps.

Ainsi $P : S = K$ d'où $P = K.S$

Cette dernière formule permet de calculer la charge que peut supporter un corps de la section donnée *s*, si on connaît la valeur (par cm²) de son coefficient de résistance K.

Remarquons que les limites de rupture et d'élasticité des fils de fer et d'acier augmentent avec leur finesse.

Pour les fils d'acier extra forts (charge de rupture de 150 à 200 kgr par mm²), cette augmentation est environ de 5 kgr. par numéro (en dessous du N° 12).

Par contre, le câblage (en tordant les fils), diminue la résistance env. de 10 %.

TABLE III

Résistance des matériaux à la traction.

Matériaux	Kgr./cm2 E	Kgr./cm2 K	Kgr./cm2 limite d'élasticité	Kgr./cm2 limite de rupture
Bouleau	100,000	50	160	500
Sapin	100,000	70	180	700
Chategnier . . .	80,000	80	200	800
Orme.	100,000	80	180	800
Pin	90,000	80	160	800
Chêne	100,000	100	230	1000
Hêtre	70,000	110	200	1100
Sapin du nord. .	120,000	110	225	1100
Frêne	100,000	120	250	1200
Piche-pin . . .	120,000	140	230	1400
Acier (creuset). .	2,200,000	1200	4100	7500
Acier (ressort) . .	2,200,000	1500	4500	8500

TABLE IV

Résistance à la traction des fils d'acier (cordes à piano).

m.m. diamètre	m.m. section	Kgr./mm2 limite de rupture	Kgr./mm2 charge de rupture	Gr. poids d'un m. du fils
0,4	0,13	180	21,5	0,98
0,5	0,20	»	33,9	1,52
0,7	0,38	»	67,3	3
1,0	0,79	»	138	6,13
1,5	1,77	»	314	13,80
2,0	3,14	175	544	24,50
2,5	4,91	»	852	38,30
3,0	7,07	170	1192	55,10
3,5	9,62	»	1617	75,00
4,0	12,57	160	1990	98,00

Dans le calcul du haubannage des ailes et du fuselage il ne suffit pas de déterminer la grosseur nécessaire des câbles et des fils ; il faut également étudier les attaches des extrémités de ces fils.

La table V, extrait d'un rapport de MM. Roeblings et C° donne la escription des quelques systèmes d'attaches employés.

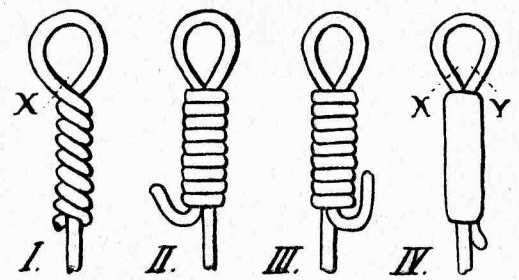


Fig. 47

TABLE V

Résistance des attaches.

N°	Description	Point de rupture	Résistance par rapport à un fil continu
I.	L'extrémité libre de la boucle est enroulée autour du fil . . .	X	72 %
II.	Virole en fil d'acier à ressort (neuf enroulement)	La boucle s'ouvre par glissement.	65 %
III.	Même type que II, mais virole à droite.	Idem.	60 %
IV.	L'extrémité de l'attache est entièrement noyée dans la soudure.	X et Y.	80 %

Problème N° 8. — Quelle charge peut supporter un fil d'acier (corde à piano) de 2 mm. de diamètre, le coefficient de résistance étant 1900 kgr. par cm²

$$P = K.S$$

$K = 1900$ kgr. par cm² $= 19$ kgr. par mm²

$$S = \frac{\pi D^2}{4} = \frac{3{,}14 \times 4}{4} = 3{,}14 \text{ mm}^2$$

d'où

$$P = K.S = 3{,}14 \times 19 = \text{env. } 60 \text{ kgr.}$$

Problème N° 9. — Calculer le diamètre d'un tirant qui doit supporter la charge de 500 kgr.; le coefficient de résistance du câble étant 1800 kgr. par cm².

$$P = K \frac{\pi D^2}{4}$$

d'où

$$D^2 = \frac{4P}{K\pi} = \frac{4 \times 500}{3{,}14 \times 18} = \text{env. } 36$$

donc, le diamètre cherché $D = \text{env. } 6$ mm.

Problème N° 10. — Calculer l'allongement total d'un fil d'acier de 2 m. de longueur, qui supporte la charge-limite d'élasticité de 4000 kgr. par cm².

$$l = K \frac{L}{E} = 4000 \times \frac{200}{2800000} = 6 \text{ mm.}$$

Problème N° 11. — Calculer le module d'élasticité de l'acier sachant qu'une tige de ce métal ayant 400 millimètres de longueur, subit un allongement élastique de 0,4 mm., étant soumis à une charge-limite d'élasticité de 2500 kgr. par cm².

$$E = \frac{L}{l} = \frac{P}{S} \times \frac{400}{0{,}4} \times 25 = 25000 \text{ par mm}^2$$

d'où $E = 2500000$ par cm².

Etude de la compression

43. — L'effort de compression agit dans le sens inverse de celui det raction. La destruction de la pièce se fait donc par l'écrasement.

Dans les limites d'élasticité les raccourcissements sont proportionels à l'effort de compression.

Pour le calcul de la charge que peut supporter une pièce comprimée, on utilise la même formule que pour les forces de traction

$$P = K \times S$$

où P, K et S gardent les mêmes significations. La valeur numérique du coefficient K de la résistance à la compression n'est évidemment pas la même.

TABLE VI

Résistance des bois à la compression (suivant les fibres).

Matériaux	Limite d'élasticité	Kgr./cm2 limite de rupture	Kgr./cm2 k
Bouleau	même qu'à la traction	500	50
Chategnier		600	60
Sapin		600	60
Orme		650	65
Chêne		700	70
Frêne		700	70
Hêtre		770	77
Pich-pin		870	87
Teak		1000	100
Liem		1200	120

Si la pièce destinée à travailler à la compression affecte la forme d'une poutre, la formule ci-dessus n'est plus applicable.

Dans ce cas il faut tenir compte de la longueur de la pièce à cause des efforts de flexion qui s'ajoutent à ceux de compression.

Des recherches expérimentales il résulte que la résistance à la compression diminue à mesure qu'augmente le rapport entre la longueur de la pièce et sa section transversale.

Pour déterminer la charge que peut supporter, dans ce cas, la pièce, on peut avoir recours au tableau suivant du général Morin, donnant le coefficient de réduction m du coefficient de résistance K.

$\frac{L}{C}$	m.	$\frac{L}{C}$	m.	$\frac{L}{C}$	m.	$\frac{L}{C}$	m.	$\frac{L}{C}$	m.
12	0,74	18	0,62	24	0,50	36	0,32	60	0,09
14	0,70	20	0.58	28	0.43	40	0,28	72	0,04
16	0,66	22	0,54	32	0,37	48	0,17		

L étant la longueur de la pièce.

C étant le plus petit côté de la section.

A l'aide de ce tableau on peut déterminer, par tâtonnement, la section d'une poutrelle pour une charge donnée P.

Section carrée. Prenons 3 valeurs d'essai C_1, C_2, C_3 du côté de la section cherchée et calculons les charges correspondantes P_1, P_2 et P_3 que la pièce pourra supporter.

Portons es valeurs C_1, C_2 et C_3 en absisse (*fig. 46, II*) ; les valeurs P_1, P_2 et P_3 en ordonnée et traçons *une courbe d'erreurs* m_1, m_3, comme le montre la fig. 46, II. $b = 5a$.

Portons ensuite en ordonnée la charge P pour laquelle on cherche la section de la poutrelle. Menons pas P une parallèle à l'axe ox jusqu'à la rencontre avec la courbe d'erreurs.

Du point m, ainsi obtenu, abaissons une perpendiculaire mc sur l'axe ox.

Le tronçon OC de cet axe (à une échelle connue) donnera le côté de la section carrée cherchée.

Section rectangulaire. Considérons une poutrelle de section rectangulaire $s = ab$; supposons, p. ex., que $b = 5a$.

Cette poutrelle peut être assimilée à cinq poutrelles de section carrée (a^2) disposées l'une à côté de l'autre.

Le problème se réduit donc à la détermination du côté a de la section d'une poutrelle (à section carrée) supportant la charge cinq fois plus faible.

Poblème N° 12. Un mat en bois de hêtre à section rectangulaire ($b = 5a$), de 1 m. de longueur doit résister à l'effort de compression P = 125 kgr.

Calculer les valeurs de a et de b.

$$P = 5p \qquad \text{d'où } p = \frac{125}{5} = 25 \text{ kgr.}$$

Le problème se réduit à la détermination du côté a de la section d'une poutrelle (à section carrée) pouvant supporper 25 kgr.

Prenons trois valeurs d'essai :

$a_1 = 1{,}50$ cm. ; $a_2 = 1{,}66$ cm. ; $a_3 = 2{,}10$ cm. d'après le tableau du général Morin les valeurs du coefficient de réduction seront respectivement égales à

$$m_1 = 0{,}04 \ ; \ m_2 = 0{,}09 \ ; \ m_3 = 0{,}17$$

comme

$$P = m \times K \times a^2$$

$$P_1 = 0{,}04 \times 77 \times 1{,}4 \times 1{,}4 = 6 \text{ kgr.}$$

$$P_2 = 0{,}09 \times 77 \times 1{,}66 \times 1{,}66 = 18{,}73 \text{ kgr.}$$

$$P_2 = 0{,}17 \times 77 \times 2{,}1 \times 2{,}1 = 57 \text{ kgr.}$$

En traçant la courbe d'erreurs, nous trouverons sans difficulté que la valeur de $a = 1{,}8$ cm.

D'où $b = 5a = 5 \times 1{,}8 = 9$ cm.

Étude de la flexion.

44. — Considérons une poutre ABCD encastrée à une extrémité et soumise à une force F appliquée au point Y de l'autre extrémité (*fig. 48*-I).

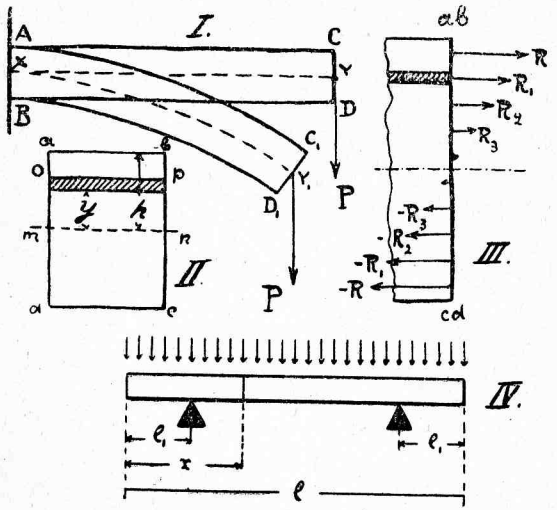


Fig. 48

Sous l'action de cette force F la poutre fléchit et prend une position quelconque ABC_1D_1.

Il est évident que les fibres se trouvent au-dessus de l'axe xy s'allongent, tandis que celles situes en dessous de cet axe se raccourcissent.

Les premières travaillent donc à la traction et le deuxièmes à la compression.

Comme ces allongements et raccourcissements sont proportionnels à la distance des fibres de l'axe longitudinal xy de la poutre, il s'en suit :

1° que les fibres les plus fatiguées sont les fibres extrêmes AC et BD.

2° que les fibres passant par l'axe longitudinal de la poutre (fibres neutres) n'éprouvent pendant la flexion aucune fatigue.

Soient R et h respectivement l'effort de traction de la fibre superficielle ab (*fig. 48*-II) et sa distance de la fibre neutre mn.

L'effort de traction r_1 (en kgr. par cm²) d'une couche quelconque op des fibres se trouvant à la distance y de la fibre neutre est

$$r_1 = \frac{R}{h} \times y$$

l'effort total de traction R_1 supporté par cette couche s'exprime par :

$$R_1 = \frac{R}{h} \, e \, l \, y \quad \text{kgr.}$$

e étant l'épaisseur de la couche.
l étant sa longueur.

Subdivisons mentalement la poutre ABCD en une série de couches analogues de même épaisseur e.

Considérons une section transversale quelconque ab cd. Les efforts de traction supportés par des couches situées au-dessus de la fibre neutre pourront être représentés par une série de vecteurs décroissants R, R_1, R_2... etc. (*fig. 48*-III).

De même, les efforts de compression subi par des couches se trouvant en dessous de $m\,n$ seront évidemment représentés par une série de vecteurs de directions inverses —R, —R_2, —R_2... etc.

Nous aurons donc une série de couples, dont l'expression du moment est :

$$m = R_1\, 2y = \frac{R}{h} \times 2\, e\, l\, y^2$$

Le couple résultant est donné par :

$$C = \frac{R}{h} \text{ fois la somme de } (2\, e\, l\, y^2).$$

La somme des quantités $(2\, e\, l\, y^2)$ est *le moment d'inertie* de la section considérée.

Comme le moment d'inertie d'un rectangle dont $2h$ et l sont respectivement la hauteur et la base est

$$I = \frac{2}{3}\, l\, h^3$$

nous aurons en définitive :

$$C = \frac{2}{3}\, l\, h^2\, R$$

La quantité $\frac{2}{3} l\, h^2$ s'appelle le *module de flexion.*

Le module de flexion que l'on désigne généralement par $(\frac{I}{V})$, est donc égal au moment d'inertie I divisé par la distance V de fibre la plus fatiguée à la fibre neutre.

Le couple résultant $C = \frac{I}{V} R$ porte le nom *de moment résistant.*

Pour que la poutre soit en équilibre, il faut évidemment que son moment résistant C soit égal au moment fléchissant M de la force extérieure F, c'est-à-dire

$$\frac{I}{V} R = M$$

où R est le coefficient de résistance en kgr. par cm².

A. *Poutre de longueur* l *encastrée à une extrémité et soumise à une charge* P *appliquée à l'autre extrémité.*

La section dangereuse de la poutre, c'est-à-dire la section où le moment fléchissant atteint sa valeur maximum est à l'encastrement.

La valeur numérique du moment fléchissant s'exprime par :

$$M = Pl$$

Problème N° 13. Quelle charge P peut supporter à son extrémité libre une poutre en chêne de 2 m. de longueur et d'une section rectangulaire de 2×10 cm²

$$\frac{I}{V} R = \frac{2 \times 10 \times 10}{6} \times 100$$

$$Pl = P \times 200$$

d'où

$$6\, P = 100 \quad ; \quad P = 17 \text{ kgr.}$$

B. *Poutre de longueur* l *encastrée à une extrémité et soumise à une charge uniformément répartie.*

La section dangereuse est à l'encastrement. La valeur du moment fléchissant est :

$$M = 0{,}5\, pl^2$$

p étant la charge par unité de longueur.

Problème N° 14. Quelle charge uniformément répartie peut supporter la poutrelle de même dimension que précédemment.

$$\frac{I}{V} R = \frac{2 \times 10 \times 10}{6} \times 100$$

$$M = 0{,}5 \times p \times 200 \times 200$$

d'où

$$p = \frac{1}{6}$$

La charge totale

$$P = 200\, p = 33 \text{ kgr.}$$

Remarque. Si la poutre encastrée à une extrémité est soumise à la fois à une charge locale P appliquée à l'extrémité libre et à unec harge uniformément répartie; l'expression du moment fléchissant sera

$$M = P\,l + \frac{p\,l^2}{2}$$

C. *Poutre de longueur* l *reposant sur deux appuis et soumise à une charge* P, *appliquée au milieu de sa longueur.*

La section dangereuse se trouve au point d'application de la charge.

$$M = \frac{Pl}{4}$$

D. *Poutre de longueur* l *reposant sur deux appuis et soumise à une charge uniformément répartie de* p *kgr. par unité de longueur.*

La section dangereuse se trouve au milieu de la poutre.

Le moment fléchissant s'exprime par :

$$M = \frac{pl^2}{8} = \frac{Pl}{8}$$

Problème N° 15. Quelle charge uniformément répartie peut supporter une pièce de hêtre, d'une section rectangulaire de 1×12 cm², et d'une longueur de 50 cm ?

$$\frac{I}{V} R = \frac{1 \times 12 \times 12}{6} \times 60 = 1440$$

$$M = \frac{p \times 50 \times 50}{8} = 312\,p$$

d'où $p = 4{,}6$ et $P = 50\,p = 230$ kgr.

Remarque I. Si, outre la charge uniformément répartie, la poutre supporte encore une charge locale P

appliquée en un point quelconque de sa longueur, l'expression du moment fléchissant sera :

$$M = \frac{p\,l^2}{8} + \frac{P l_1\, l_2}{l}$$

l_1 et l_2 étant les distances du point d'application de la force P aux extrémités de la poutre.

Remarque II. Si les extrémités de la poutre dépassent les points d'appui (*fig. 48*-IV), dans le cas de la charge P uniformément répartie sur toute la longueur de la poutre, l'expression du moment fléchissant relative à une section quelconque *s* de la poutre sera :

$$M = \frac{P\,x}{2}\left(\frac{x}{2} + \frac{l_1}{x} - 1\right)$$

M est maximum pour $l_1 = 0{,}207\,l$. Les sections dangereuses se trouvent en A, B et C.

E. *Poutre encastrée aux deux extrémités et soumise à une charge* P *appliquée au milieu de sa longueur.*

Les sections dangereuses se trouvent au milieu de la poutre et aux encastrements. Le moment fléchissant est :

$$M = \frac{P\,l}{8}$$

Problème N° 16. Calculer la charge P qu'une poutre en bois de hêtre, encastrée à ses deux extrémités, d'une section rectangulaire 1×10 cm² et d'une longueur de 1 m., peut porter à son milieu.

$$\frac{I}{V} R = \frac{1 \times 10 \times 10}{6} \times 60 = 1000$$

$$M = \frac{P \times 100}{8} = 12{,}5\ P$$

$12{,}5\ P = 1000$ d'où $P = 80$ kgr.

F. *Poutre encastrée aux deux extrémités et soumise à une charge* P *uniformément répartie.*

Les sections dangereuses se trouvent aux encastrements. Le moment fléchissant maximum est :

$$M = \frac{p\,l^2}{24}$$

p étant la charge par unité de longueur.

III. — Construction de l'avion sans moteur.

45. — Les cadres de ce petit livre, qui s'adresse surtout aux amateurs du sport aérien ne nous permettent pas de présenter les détails du calcul des parties constructives d'un planeur.

Ces détails sont d'ailleurs superflus, vu que dans les chapitres précédents, nous avons fait suivre chaque exposé théorique par une série de problèmes-types qui montrent comment il faut s'y prendre pour calculer les dimensions de chaque organe.

Enfin, au début du chapitre présent se trouve un résumé de la résistance des matériaux, illustré par un nombre d'exemples numériques, suffisants pour faire un choix judicieux des poutres nécessaires.

Ainsi, sauf de rares exceptions, nous nous bornerons à indiquer la forme et les dimensions des divers éléments du planeur, sans nous arrêter sur les raisons qui ont guidé notre choix.

Cependant, en tenant compte que les qualités d'une machine volante dépendent surtout de sa construction plus ou moins parfaite, nous ne pouvons pas évidemment prendre aucune responsabilité quant aux résultats.

Il est connu, en effet, qu'un appareil, parfaitement calculé, peut être rendu inutilisable par une construction dépourvue de soins.

L'appareil, si bien construit soit-il, doit être obligatoirement soumis aux essais au moyen des charges de sable et seulement s'il les a subies sans ruptures ni déformations permanentes, on est autorisé à faire les tentatives de vol.

Si, pendant les essais, une partie quelconque se brise, il est indispensable de déterminer d'abord la cause de la rupture (p. ex. bois défectueux ou la section insuffisante ou l'assemblage mal fait, etc.), et renforcer la pièce en conséquence.

Pour acquérir une habileté et les connaissances pratiques indispensables, il faut commencer d'abord par la construction d'un modèle de 1/10e de grandeur naturelle.

Ce modèle servira pour une série d'expérience de vol plané, de centrage, etc...

Soumis aux essais du sable, il doit supporter sans rupture une charge 100 fois plus faible que celle prévue pour le planeur.

Après, il est nécessaire d'exécuter un modèle de 1/4 de grandeur naturelle, aussi exacte que possible.

On utilisera ce modèle pour le centrage définitif, pour la recherche des emplacements les plus avantageux (au point de vue des positions respectives des centres de poussée et de gravité), de la cellule, du siège du pilote, etc...

Ce modèle doit supporter sans rupture une charge 16 fois plus faible que la charge d'essai du planeur.

En se basant sur notre expérience personnelle, nous pouvons affirmer que ces travaux préliminaires, s'ils sont soigneusement exécutés, donnent une telle somme de connaissances pratiques qu'aucune étude, si assidue soit-elle, ne saura jamais procurer !

La construction des modèles réduits des avions c'est une vraie école d'apprentissage!...

46. *Matériaux.* Les matériaux suivants sont nécessaires pour la construction du planeur :

1° Bois massif de frêne ou de hêtre en planches de 1 cm d'épaisseur et de 5 à 10 cm. de largeur, pour les longerons, entretoises, etc...

2° Bois contreplaqué, qui se vend en panneaux formés d'un grand nombre de plis, pour des pièces accessoires.

3° Colle à caséine à froid, qui est préférable à la

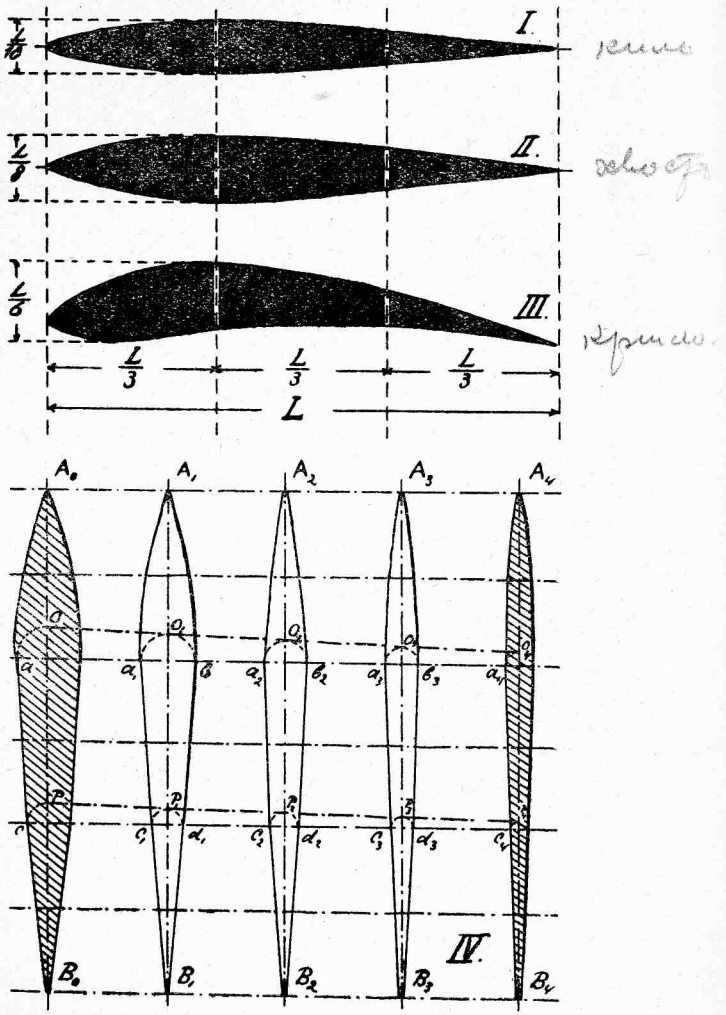


Fig. 49

colle forte, cette dernière, en effet, est soluble dans l'eau et permentescible.

4° Toile extra-solide à trame très fine.

5° Fil de Bretagne, ficelle fouet, etc...

6° Vernis, émaux, dissollution de caoutchouc.

7° Vis, boulons, écrous, ferrures, cornières, cordes à piano, tendeurs, attaches-fil, etc., et. Les formes et les dimensions de toutes ces pièces seront données ultérieurement.

47. *Profil des voilures.* La fig. 49 donne les profils exacts de la partie médiane des voilures que nous utiliserons.

En partifulier la fig. I représente le profil de la surface quille; fig. II, celui de l'empénage et enfin la fig. III celui de la voilure principale.

L'angle d'attaque correspondant au vol au minimum de puissance est environ 6°.

Afin de diminuer la résistance à l'avancement de l'appareil, il est utile de réduire l'épaisseur des extrémités des voilures.

Une méthode graphique (*fig. 49*-IV) permet très simplement d'exécuter le tracé des nervures de profil réduit.

Soient, en effet, A_0B_0 la dernière nervure du profil normal et A_4B_4 la nervure extrême de la voilure. Soient de même A_1B_1, A_2B_2, etc., les axes des nervures intermédiaires.

Traçons une série de lignes horizontales régulièrement espacées. Considérons, par. ex., la droite aa_4. Rabattons le point a sur l'axe A_0B_0 et le point a_4 sur l'axe A_4B_4.

En traçant une droite par les points o et o_4 ainsi obtenus et en rabattant les points d'intersection o_1, o_2, o_3... etc., sur la ligne droite, nous aurons les segments a_1b_1, a_2b_2... etc., qui, à l'échelle donnée représenteront les largeurs des nervures au niveau considéré.

En répétant la même opérations pour toute la série de lignes tracées nous aurons un nombre suffi-

sant de points qui permettront d'exécuter le tracé des nervures du profil réduit.

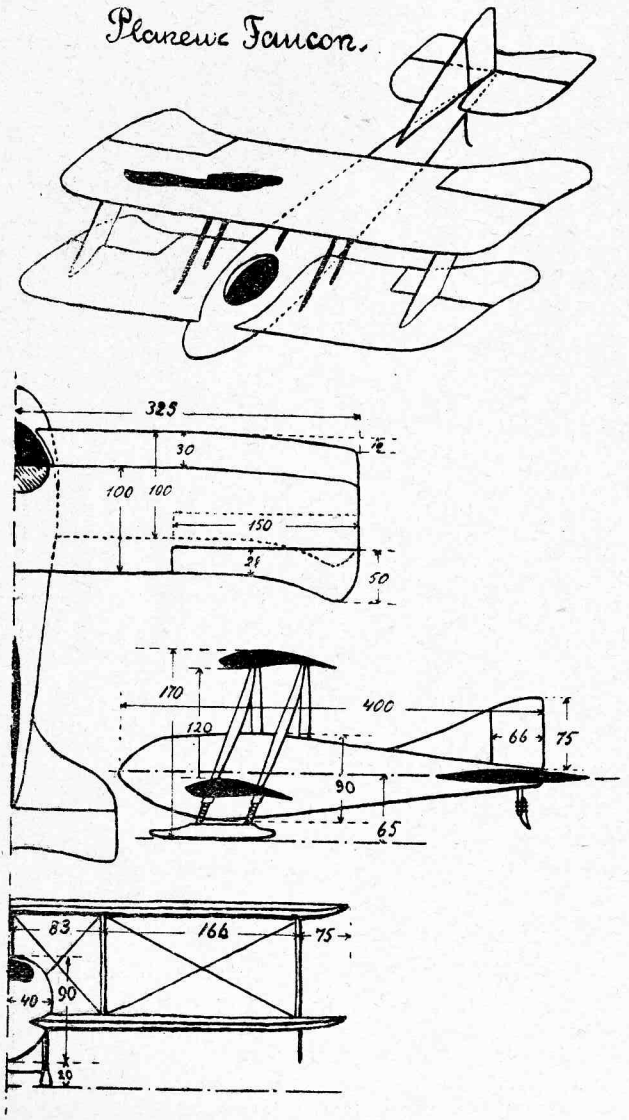


Fig. 50

Si on veut aussi réduire en même temps les longueurs des nervures, il suffit de remplacer notre réseau de droites parallèles par un réseau de lignes convegentes droites ou courbes d'après le contour adopté.

48. *Caractéristiques du planeur Faucon.* — Notre planeur « Faucon » (*fig. 50*) est un biplan de 13 m² de surface ailaire totale, divisé en deux plans de 6,5 mètres carrées chacun.

L'envergure de chaque voilure est de 6 m. 50 cm. et sa profondeur est de 1 m.

L'appareil est muni de quatre ailerons de surface totale de 2 m², disposés symmétriquement aux extrémités de ses ailes.

La voilure inférieure est décalée de 30 cm. en avant sur la voilure supérieure. La distance entre les voilures est de 1 m. 40 cm.

L'angle d'incidence est = 6°.

La surface de l'empénage est $2 \times 0{,}75 = 2$ m², dont la moitié est réservée pour le gouvernail de profondeur.

La surface quille est environ de 2 m². Cette surface est constituée par deux cloisons (voir la *fig. 50*), par la surface quille proprement dite et par le gouvernail de direction de 1 m. de hauteur et de 50 cm. de largeur.

La longueur totale de l'appareil est égale à 4 m. Son poids sans pilote est environ 40 à 50 kgr., et le poids en ordre de marche est env. 100 à 110 kgr. de façon que la charge maximum pendant le vol ne dépasse 8 à 9 kgr. par m² de la surface ailaire.

Pour pratiquer avec cet appareil le vol à voile il est nécessaire que la vitesse du vent soit égale 7 à 8 mètres par secondes au minimum.

Si l'appareil est soigneusement construit, il pourra effectuer le vol plané suivant une trajectoire faisant un angle de 10° avec l'horizontale.

49. *Assemblages.* — Les diverses parties du planeur s'assemblent par emmenchement (tenon et mortaise),

qui sont consolidés par des cornières, comme le montre la fig. 51.

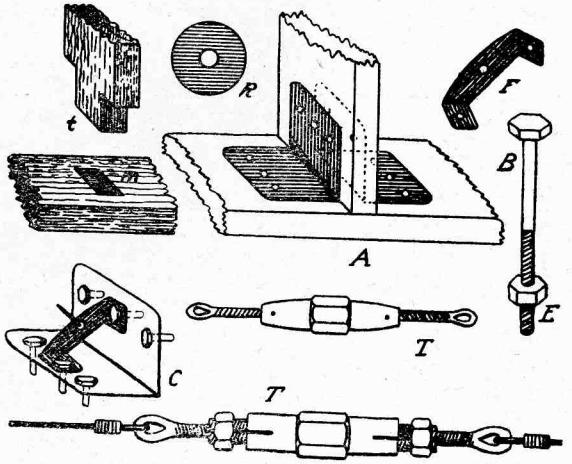


Fig. 51

Les cornières se placent de chaque câté du tenon (A) juste l'une en face de l'autre et se serrant ensuite par des boulons qui traversent la pièce de part en part.

Les trous pour les boulons doivent être farés avec une *mèche,* mais jamais à l'aide de la vrille, qui fait éclater le bois.

Pour que les écrous ne se dessèrent pas, il faut les souder sur les boulons. Pour cela il est commode de les étamer d'abord et ensuite, après le serrage, les chauffer fortement à l'aide du fer à souder.

Remarquons qu'on ne peut jamais appuyer la tête du boulon et écrou directement sur le bois. Quand telle occasion se présente, il faut mettre d'abord une rondelle en aluminium et ensuite poser l'écrou.

Au milieu de chaque cornière on place un attache-fil F, constitué par une mince plaque en acier ou en duralimin, recourbée de façon à l'adapter avec la cornière comme le montre la fig. C.

L'orfice se trouvant au milieu de l'attache-fil où

passera le nœud du tirant (corde à piano) ne doit pas évidemment avoir des bords coupants.

Pour le réglage de la tension on intercale dans les tirants des tendeurs (*fig. 51-T*) qui se composent généralement de deux vis filetées en sens inverse et ayant un écrou (douille) commun.

Pour diminuer on augmenter la tension des tirants,

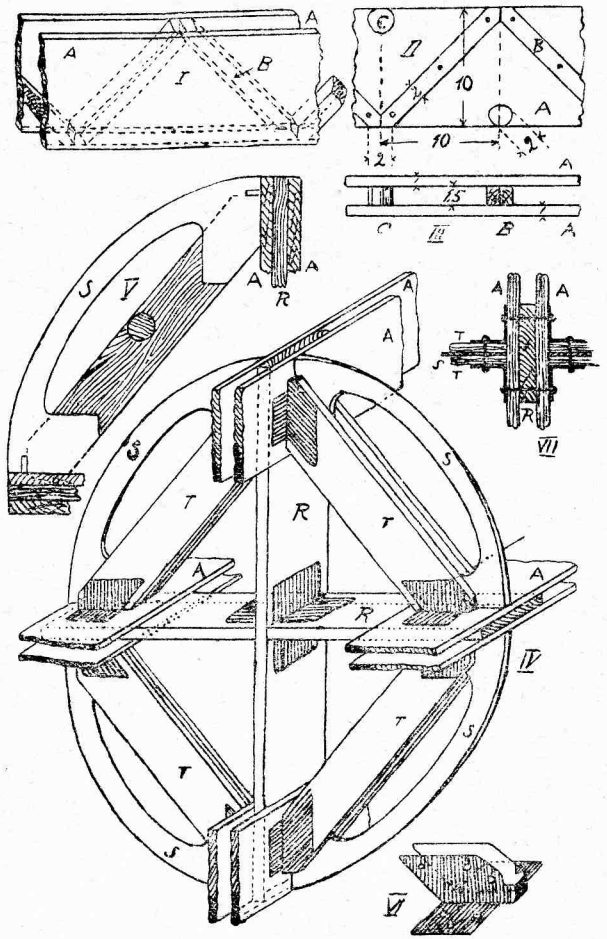


Fig. 52

il suffit d'imprimer à la douille une certaine rotation. Pendant cette opération il faut veiller que les tirants ne se tordent pas, sinon leur coefficient de résistance à la traction pourra fortement diminuer.

Pour pouvoir faire des resserrages ultérieures il ne faut pas enfoncer les vis à fond.

Afin de limiter les vibrations des tirants pendant le vol, il est utile de placer les tendeurs près des attaches-fils.

Les douilles ont une fâcheuse tendance de se desserrer; on les bloque au moyen d'un fil de fer recuit qui l'on engage dans le filetage.

Comme ce moyen est peu efficace, il est préférable de se servir de tendeurs avec des contre-écrous de blocage.

50. *Fuselage.* — Le fuselage, comme d'ailleurs toutes les autres parties du planeur, outre la solidité et la légèreté, doit présenter encore une grande simplicité de la structure pour être facilement construit par un amateur ne disposant que d'un modeste outillage.

Nous croyons avoir réuni ces trois qualités en adoptant *un fuselage* monopoutre.

Ce fuselage (*fig. 53-I*), sauf la carlingue du pilote, est en effet constitué par une seule poutre composée d'un type spécial.

Cette poutre présente l'assemblage de quatre longerons soutenus par sept entretoises en force de croix.

Chaque longeron, à son tour, est formé par deux planches A, A en bois de hêtre de 10 cm. de largeur et de 1 cm d'épaisseur, qui sont réunis par un certain nombre de pièces en bois B (*fig. 52,* I, II et III), disposées en quinconce.

En outre, pour maintenir partout l'écartement des planches constant on dispose, vis-à-vis de la jointure des barres B, une rondelle en bois C de même épaisseur que ces dernières.

La fig. 52, I, II et III montre clairement tous les détails et les dimensions nécessaires.

Le montage d'un longeron se fait comme suit: après

avoir exécuté un dessin détaillé d'ensemble et après avoir préparé (suivant ce dessin) toutes les pièces nécessaires, parfaitement rabotées, dimensionnées et bien vernies, on marque à l'aide d'un stylet émoussé au recto et au verso d'une des planches, l'emplacement réservé pour chaque barre B et chaque rondelle C.

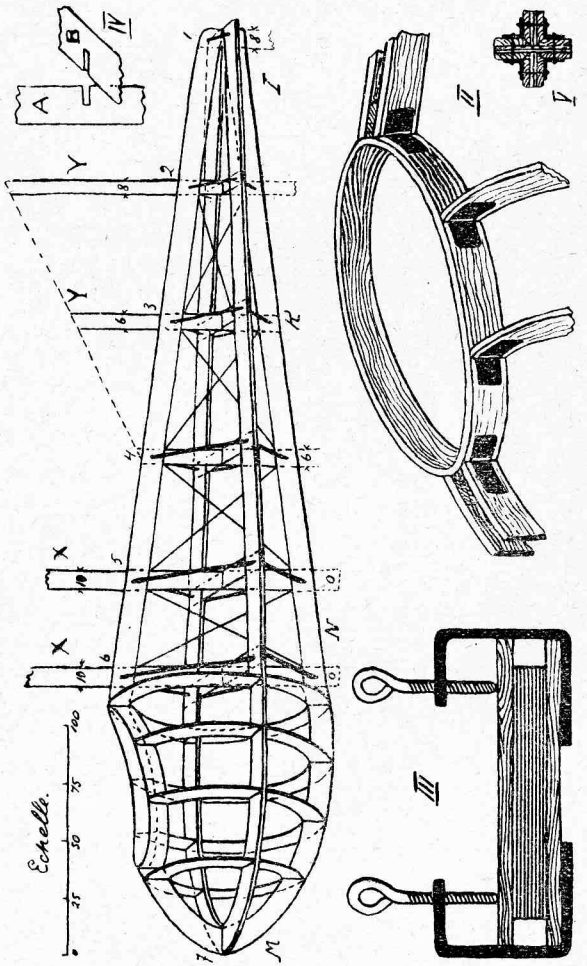


Fig. 53

Ensuite, on colle ces barres et ces rondelles sur la planche, on les serre fotement (*fig. 53, III*) et on l'abandonne pour le séchage.

Ce dernier étant fini, on applique les deux planches ensemble et on les immobilise par un serrage approprié.

A l'aide d'une mèche on perce les planches aux points repérés d'avance, de façon que les trous soient logés exactement sur l'axe de chaque barre B et au centre de chaque rondelle C.

On soulève ensuite la deuxième planche; on étend la colle sur les barres et les rondelles et on applique la deuxième planche, cette fois définitivement

On passe les boulons par des trous, on serre et on soude les écrous.

Après le séchage, en supposant que le bois est saintées, un tel longeron aura une résistance notablement plus grande qu'un longeron en bois massif de même hauteur (10 cm.) et même poids.

Les longerons sont rectilignes presque sur 3/4 de leur longueur; le dernier quart MN présente seulemnet une courbure prononcée. On fait cette partie du longeron avec les planches séparées.

On engage dans l'intervalle entre les deux planches AA formant le longeron (*fig. 54, I*) une planchette profilée B et on applique sur son extrémité libre deux planchettes profilées CC, de la même épaisseur que les planches AA et faisant leur prolongement.

Toutes ces planches sont collées et serrées par des boulons comme cela est déjà expliqué. La fig 54, I montre d'ailleurs tous les détails du montage, les formes, les dimensions respectives et le sens des fibres des planches utilisées.

Les quatre longerons étant terminés on les assemble pour former la poutre. On commence par le montage du plan vertical.

Sept planches 1, 2, 3... 7 (*fig. 53, I*) de 1,5 cm. d'épaisseur, de longueur et largeur variable, suivant leurs emplacements, sont encastrés (et collées) dans

les espaces réservés pour ce but entre les planches AA.

On donne à ces planches, temporairement, une longueur légèrement plus grande que la longueur nécessaire. Les bouts sortants o, o, sont réservés pour fixer la coque de l'avion sur un bâti.

Après la fin des travaux on les enlève avec une scie.

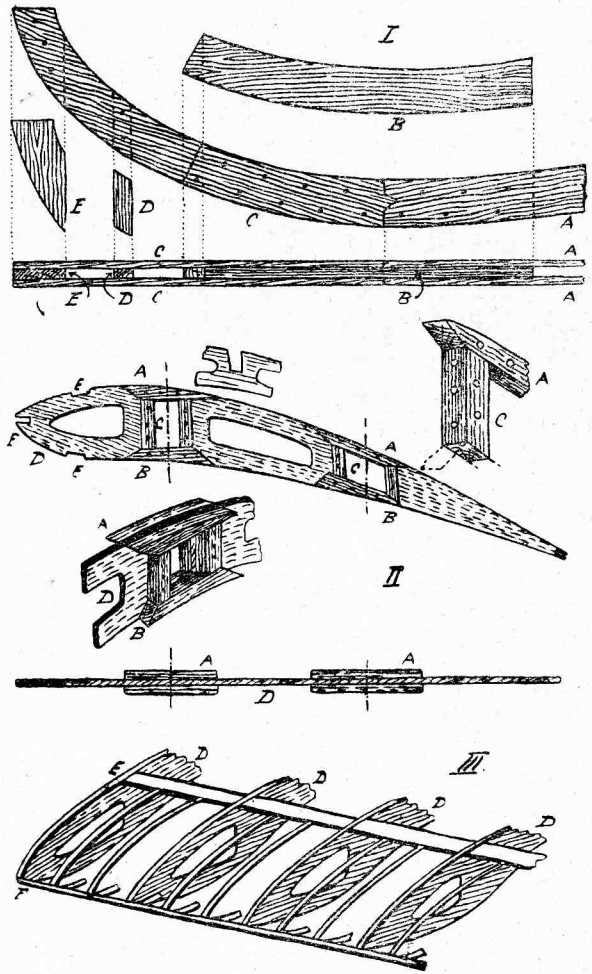


Fig. 54

Les extrémités sortant *xx* et *yy* des planches NN 6, 5, 4, 3 et 2 sont désignées pour former la cabane (*xx*) et les longerons de la surface quille (*yy*).

Pour augmenter leur solidité, on les renforcera plus tard comme le montre la fig. 56, IV.

Cette opération est absolument indispensable seulement pour les pièces *xx*. Les pièces *yy* peuvent être imobilisées uniquement à l'aide de tirants en cordes à piano.

Le montage du plan horizontal de la poutre se fait identiquement. La fig. 53, IV montre comment s'engagent l'une dans l'autre les planches verticale et horizontale, formant la croix de l'entretoise.

Les croix étant formées, on applique les cornières; on serre et soude les boulons.

Après, on encastre (et on colle) les extrémités libres des planches horizontales dans les intervalles réservés pour ce but entre les planches formant les longerons horizontaux.

Ces travaux étant terminés, on immobilise les plans de la poutre à l'aide des montants RR. On applique les cornières, etc...

Les fig. 52, IV, V, VI et VII montrent avec une clarté plus que suffisante tous détails du montage, les formes, les dimensions et la disposition des pièces constituant un croisillon.

Les pièces *s* servent uniquement comme supports à l'entoilage de coque; elles ne supportent donc aucune fatigue et on peut les faire de planches très minces (triplex 5 mm.).

La longueur des planches formant les bras horizontaux des entretoises N° 1, 2 et 3 doit être prévue de telle façon que ces planches pourraient servir comme longerons de l'empénage.

Il est évident que ces planches doivent être renforcées de la façon indiquée sur la fig. 56, IV.

Pour terminer le montage de la poutre, il reste à faire l'haubannage à l'aide de cordes à piano des plans vertical et horizontal de la poutre.

Le montage de la carlingue demande plus de soins, puisque cette partie de l'appareil supporte la principale charge, c'est-à-dire le pilote.

Les longerons horizontaux se font de la même façon que le longeron inférieur que nous venons de décrire.

Le longeron supérieur présente, par contre, une particularité, puisqu'il contient un anneau.

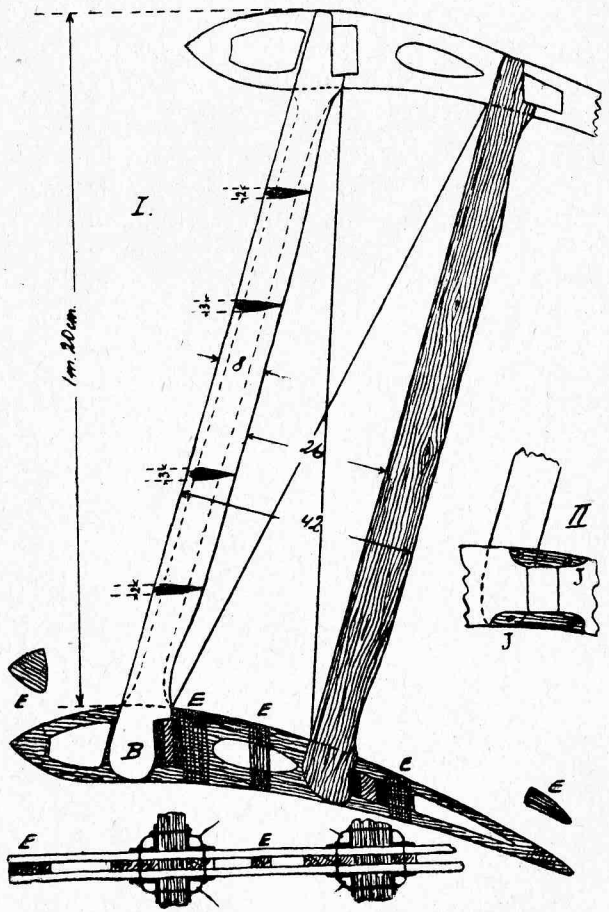


Fig. 55

Cet anneau se fait avec le bois de chêne en feuille de 1 à 1,5 mm. d'épaisseur que l'on colle (suivant les fibres) 15 à 20 couches.

Quand l'anneau est ainsi formé, on serre fortement les plis et on laisse sécher. Il est utile de renforcer après les parties de l'anneau destinées à être vissées sur les longerons.

Le montage de l'ensemble est donné sur la fig. 53, I et II.

Les entretoises se font en bois de hêtre et sont découpées suivant les fibres. Celles qui serviront comme support aux longerons inférieurs de la cellule seront renforcées.

51. *Cellule.* — La cellule comprend 4 longerons, 8 mâts, 1 cabane formée par 2 mâts, 9 entretoises, 40 tirants en cordes à piano et un certain nombre de nervures.

Le mode de construction des longerons de la cellule est le même que celui décrit pour les longerons du fuselage.

Les longerons avant sont faits chacun de deux planches de 1 cm. d'épaisseur et de 8 cm de largeur; les longerons arrières sont contitués également de deux planche de 1,5 cm. d'épaisseur et de 5 cm. de largeur.

Comme la largeur de la nervure au niveau du longeron arrière est assez faible, on est obligé de surélever un peu la première planche; il faut donc augmenter en conséquence la longueur des barres B (*fig. 52,* I et II) pour qu'elles soutiennent bien les deux planches.

Pour simplifier la construction, nous donnerons aux entretoises la forme des nervures.

Chaque entretoise est constituée par deux pareilles nervures de 1 cm. d'épaisseur, réunies comme le montre la fig. 55 par une série de planchettes transversales E, E... de 2 cm. d'épaisseur et par les bouts B des mâts.

On commence la construction de la cellule par le montage des *sections* formées chacune de deux mâts et de deux entretoises.

Les mâts étant profilés comme l'indique la fig. 55, I sont placés entre les deux planches formant chaque entretoise.

Trois des planchettes E, E celle du milieu et celles des extrémités sont collées et définitivement vissée, tandis que les autres pièces sont bien collées.

Plus tard, quand les sections seront placées sur les longerons, elles seront immobilisées par les cornières. Les boulons en perçant les bouts B des mâts et les planchettes E E situées en face, fixeront définitivement toutes ces pièces.

Comme la section transversale des entretoires est très affaiblie aux endroits où sont percés les trous pour les longerons, il faut la renforcer par des planchettes J (bas-joues) collées sur les côtés extérieurs de l'entretoise (*fig. 55,* II).

Le montage de ces sections est une opération des plus importantes au point de vue des qualités aérodynamiques du futur planeur, car ces sections déterminent l'angle d'attaque (6°) des voilures, leur décalage (30 cm.) l'une sur l'autre et leur distance.

Le montage des sections (4) étant terminé, on fixe les longerons de l'aile inférieure sur le fuselage. La fig 56,I montre schématiquement la disposition des diverses parties.

On voit notamment, que pour donner à la voilure la pente nécessaire, le longeron arrière est situé plus bas que le longeron avant.

Le montage, d'ailleurs, est très simple. L'encastrement des longerons est réalisé par le serrage des entretoises du fuselage entre les deux planches formaient chaque longeron de la cellule.

Après on solidifie chaque entretoise par des planches, collées et vissées sur ses faces, de cette façon la section de l'entretoise est triplée et le longeron de la cellule est bien immobilisé sur sa place.

Les cornières, les boulons se placent comme d'ordinaire.

On solidifie de la même façon les parties des entretoises (non indiquées sur la fig. 56) disposées au-dessus du plan horizontal du fuselage.

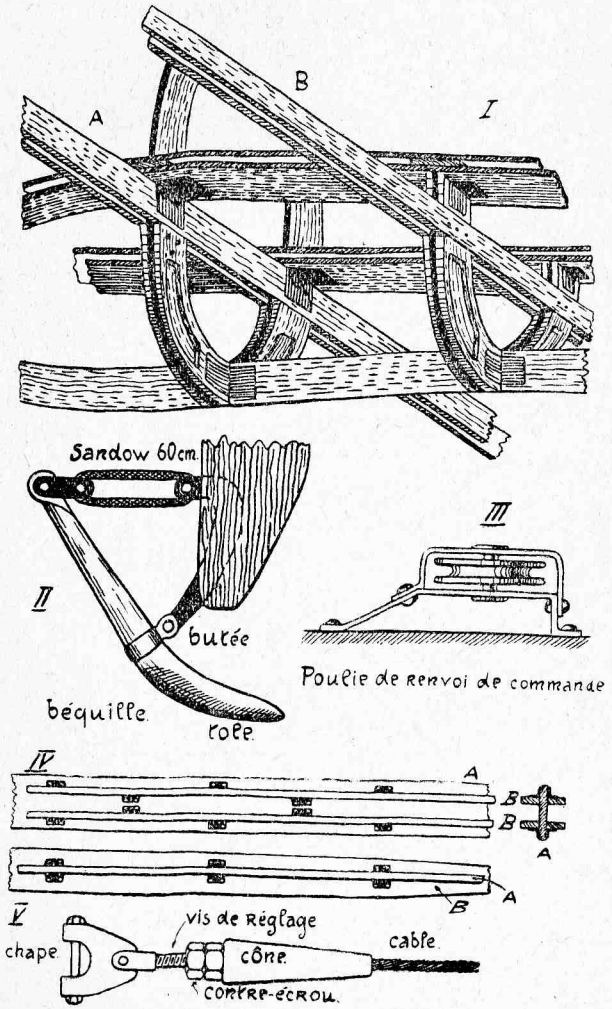


Fig. 56

Pour ne pas endommager la coque du planeur, il faut soutenir les longerons de la cellule, aux points d'encastrement et aux extrémités par des tréteaux.

On place ensuite les sections sur les longerons, on les immobilise provisoirement par des tirants (cordes ou les pièces de bois placées obliquement). Puis on place la neuvième entretoise sur la cabane et on passe par cinq entretoises les deux longerons de l'aile supérieure.

On vérifie ensuite avec le plus grand soin possible si les longerons des voilures sont bien horizontaux, si les mâts de chaque section sont dans un plan vertical, si les entretoises sont perpendiculaires aux longerons, si l'angle d'attaque est en effet égal à 6° et si enfin la voilure inférieure est décalée en avant de 30 cm. sur la voilure supérieure.

Si toutes ces conditions sont bien remplies, on place les cornières, on serre tout solidement par les boulons en sondant les écrous, comme d'habitude. Il est évident que les trous pour les boulons doivent être forés avant le montage.

Après, on procède au habanage dans le plan de chaque voilure (*fig. 38*) et dans le plan de chaque section.

On découpe les nervures dans des feuilles de bois contreplaqué (5 à 6 mm.) comme le montre la fig. 54, II. On renforce les sections transversales affaiblies par des bas-joues A et B et par des montants C. Ces derniers servent également pour visser les nervures sur des longerons.

Les montants C et les bas-joues inférieures B se collent et se vissent d'avance sur les nervures, tandis que les bas-joues supérieures A s'appliquent après, c'est-à-dire quand les nervures sont déjà fixées sur les longerons.

Pour augmenter la rigidité du bord d'attaque des voilures, on encastre solidement dans des rainures F (*fig. 54,* II) des lattes en bois sur lesquelles on visse des lames minces en aluminium (*fig. 54,* II).

On solidifie de la même façon les bords de fuites des voilures. Il est utile également de placer quelques lattes sur le dos et le ventre des voilures.

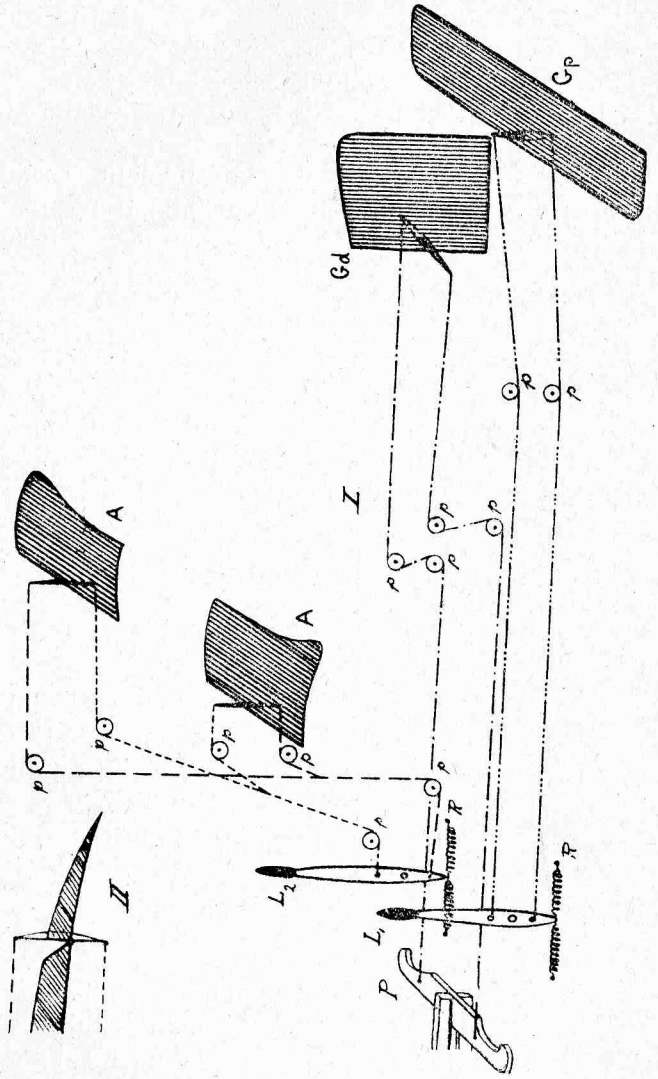


Fig. 57

La fig. 57, II montre comment on coupe une nervure pour former une membrure de l'aileron. Sur les bords de la coupure on colle et on visse des blocs de bois sur lesquels on visse les faux longerons que l'on réunit par des charnières.

Après la fixation des nervures on fait le haubanage (24 tirants en cordes à piano) dans des plans avant et arrière de la cellule, plans passant par des mâts et dans des plans médiaux.

La construction de l'empénage et de la surface quille se fait d'une manière tout à fait identique.

Entoilage et émaillage. — On fait d'habitude l'entoilage des voilures quand le montage du planeur dans son ensemble est tout à fait terminé.

On commence par faire la surface ventrale en tendant la toile du moyen de poids, ensuite on recouvre le dos des voilures.

La toile se fixe par des pointes qu'on enfonce dans des nervures, en interposant une rondelle en cuir entre la toile et la tête des pointes.

Il est utile également de poser sur la toile, le long des nervures, des demi-joncs et les fixer sur ces dernières par des vis.

En plaçant la toile, il ne faut pas la tendre trop fort car l'émail en séchant ressert les fibres.

Pour l'émaillage, on emploie un pinceau plat et doux de 10 cm. de largeur. Chaque coup de pinceau doit couvrir environ 300 cm² de la surface.

Avant de placer l'émail, il faut préalablement nettoyer la surface à l'acétone; après on passe trois couches de l'Acellos ou de l'Emaillite, en laissant entre chaque vernissage le temps nécessaire pour le séchage (env. 3 h.) de la couche précédente.

Après l'entoilage des voilures, on recouvre de toile le fuselage, que l'on vernit de la même façon.

Pour coudre les morceaux de toile ensemble on se sert de fil très solide dit de Bretagne.

Remarque. — Toutes les parties du planeur non re-

couvertes de toile, comme p. ex. les mâts, la cabane, les béquilles, etc., doivent être soigneusement poncées, polies et recouvertes d'une couche de verni imperméable à l'eau.

Train d'atterrissage. — Pour simplifier la construction du planeur, notre train d'atterrissage sera constitué par six béquilles (*fig. 36,* II).

Deux de ces béquilles seront fixées sur le longeron inférieur (en dessous de la carlingue et en dessous de l'empénage) et les quatre autres sur les prolongements des mâts formant les premières sections à gauche et à droite du fuselage.

Ces prolongements (env. 30 cm.) seront renforcés et réunis par des cordes à piano au fuselage.

52. *Commandes.* — La fig. 57, I, donne le schéma général des commandes et des organes de manœuvre :

L_1 et L_2 étant respectivement les leviers de commande du gouvernail de profondeur et des ailerons;
P — le palonnier de commande du gouvernail de direction;
p, p — les poulies de renvoi;
R, R. — les ressorts;
A, A. — les ailerons;
Cp. — le gouvernail de profondeur;
Cd. — le gouvernail de direction.

Pour réunir les commandes et les organes de manœuvre on peut se servir indifféremment soit de cordes à piano, soit de câbles.

La corde à piano s'utilise lorsque le chemin est dépourvu de coudes brusques; le câble, au contraire, est employé de préférence si le chemin n'est pas rectiligne, c'est-à-dire si sur le parcours existent plusieurs rencois sur les poulies (*fig. 56,* III).

Le défaut principal du câble réside dans son allongement; il faut donc très fréquemment le reprendre et lorsqu'il est neuf, le tendre très fortement au montage.

En outre, il s'use rès rapidement.

Les cordes à piano ne subissent presque aucun allongement; on leur donne donc au montage la tension juste nécessaire pour manœuvrer au vol.

On ne peut pas imposer aux cordes un rebroussement de chemin inférieur à 140°; dans ce cas elles circulent dans des glissières en cuivre (et non sur les poulies), qu'il faut souvent vérifier, l'usure étant très grande.

Les extrémités des câbles et de la corde s'engagent dans le cône d'une chape de renvoi (*fig. 56, V*), dont l'axe s'articule avec le levier de commande.

Remarque. — Les descriptions ci-dessus sont évidemment incomplètes. Nous avons laissé, à dessein, une marge suffisante pour l'initiative du constructeur, à qui nous recommandons les trois petits livres (1) suivants :

Montage de l'avion, par Percheron.
Modèles d'aéroplanes, par Fleux.
Aide-mémoire du pilote, par Galtier.

Ces livres, sous une forme très condensée, donnent une foule de renseignements pratiques, éminemment utiles pour un avietteur.

* * *

Pour bien piloter le planeur, il faut pouvoir transformer rapidement ses sensations visuelles en contractions musculaires ayant pour but d'agir sur l'un ou l'autre des organes de stabilité ou de direction.

Or, la transformation instantanée d'une sensation en mouvement ne peut s'obtenir que si ces mouvements sont devenus instinctifs.

Il faut donc, par une pratique, par des efforts répétés, se développer les centres nerveux appropriés.

Le programme d'apprentissage peut être résumé brièvement comme suit :

1° Apprendre par cœur la destination de chaque levier de commande et l'effet sur l'avion résultant des

(1) Librairie aéronautique, 40, rue de Seine, Paris.

déplacements de ce levier dans l'un ou dans l'autre sens.

2° Tenter une série de vols planés pendant le temps calme. Le point de départ sera d'abord très peu élevé.

3° Si l'appareil et le pilote se comportent bien, augmenter progressivement la hauteur du point de départ.

4° Effectuer après une série de vols plané pendant le vent régulier (assez faible), en modifiant la direction du vol pour avoir le vent chaque fois du côté différent.

Pendant ces essais, *tâcher surtout* de maintenir son appareil horizontal malgré les efforts renversants du vent.

5° Commencer ensuite les vols planés pendant le vent frais (5 à 8 m. sec.) et tenter d'utiliser ce vent pour la sustentation du planeur.

Ainsi peu à peu on arrivera à dominer ses nerfs. Une fois le calme acquis on est sur la route des succès!...

On peut alors tenter les sorties pendant le vent fort (de 8 à 10 m. sec. et même davantage) et commencer enfin le vrai vol à voile.

***

Une manœuvre qui s'impose souvent pendant le vol à voile c'est le changement de la direction de marche de l'appareil, c'est-à-dire le virage.

En suivant, pendant le virage, la trajectoire curviligne, le planeur est soumis à l'action d'une force centrifuge qui tend à le faire dérager.

Pour combattre cet effet on doit faire incliner l'avion (en manœvrant les ailerons) vers le centre du virage, d'où résulte une force qui s'oppose à la force centrifuge, mais en même temps (si le virage est trop court) l'équilibre de la sustentation peut se rompre et l'appareil commencera alors à descendre.

Pour maintenir le planeur à la même hauteur, il faut donc légèrement le cabrer (en inclinant le gouvernail de profondeur en haut) afin d'augmenter l'angle d'attaque des voilures.

En résumé, il faut éviter les virages trop courts et, sauf la nécessité pressante, ne jamais virer quand l'appareil est très près du sol.

APPENDICE

Malgré l'immense attrait du sport aérien, jusqu'à présent la jeunesse n'a pas pu le pratiquer à cause du prix exorbitant des appareils à moteur et les difficultés de leur entretien.

Actuellement quand l'avion sans moteur a fait ses preuves, un nouveau et vaste champ d'activité s'ouvre devont nos futurs champions...

Il est hautement désirable que les autorités compétentes mettent à la disposition des amateurs un terrain réunissant toutes les conditions indispensables pour ce genre l'exercices ; car le vol sur les avions sans moteur présente non seulement un sport intéressant mais constitue encore le moyen le plus économique et le plus rationnel pour former des pilotes.

Nous citerons à ce propos l'opinion autorisée de M. Robert Morane, constructeur bien connu d'avions.

« Il est indispensable, dit-il, d'encourager le vol sans moteur, car sans présager des résultats industriels qu'on peut en obtenir, il est certain qu'un résultat pratique en découlera concernant la conduite des appareils aériens.

« Quel peut être, en effet, le meilleur brevet de pilotage que celui d'un aviateur capable de voler longtemps sans moteurs? »

* * *

Notre exposé de l'aviation sans moteur serait, il nous semble, incomplet sans quelques traits historiques, sans descriptions, bien que brèves, de quelques appareils.

Les recherches sur l'aviation sans moteur, entreprises presque simultanément en Allemagne et en Amérique, datent de la fin du siècle écoulé.

On se rappelle encore les expériences de Otto Lilienthal, des frères Wright qui en ce temps faisait l'effet de prodiges.

Depuis cette époque, déjà éloignée, en Allemagne les travaux se sont poursuivis en silence.

Parmi les ingénieurs qui ont collaboré à la résolution de ce problème épineux, il faut citer Oscar Ursinus.

Durant une série d'années il mena, sur les pages de sa revue *Flugsport* une campagne infatigable en faveur des avions sans moteur et réussit à vaincre tous les obstacles.

Les concours du Rhoen, qui ont donné l'essort inattendu à l'aviation sans moteur, sont dus à son initiative et sa persévérance.

Le concours du Rhoen de 1920 a réuni 24 aviateurs qui ont disputé deux principales épreuves, celles de durée et de dinstance.

Pour apprécier les résultats acquis par l'un ou l'autre des concurrents on a imaginé la méthode originale suivante : pour chaque cas on calculait *un coefficient d'économie de vol,* d'après la formule suivante :

$$C = \frac{d + vt}{h}$$

v la vitesse moyenne du vent ;
t la durée du vol ;

h la différence du niveau entre le point de départ et celui d'atterissage.

Les résultats intéresants furent abtenus par les pilotes suivantes :

Klempeser.

Distance parcourue : 1830 m.
Durée du vol : 2 m. 22 sec.

Pelzner.

Distance parcourue : 452 m.
Durée du vol : 52 sec.

Heffels.

Distance parcourue : 110 m.
Durée du vol : 24 sec.

Le courcours de Rhoen de 1921 a donné des résultats notablement plus importants que ceux de l'année précédente.

Le nombre des concurrents s'élevait cette fois à 45, dont 29 sur des monoplans et 16 sur des biplans.

Parmi les appareils présents certains étaient très originaux. Malheureusement il est presque impossible de les décrire car les constructeurs n'ont pas voulu publier leurs caractéristiques précises.

Le planeur de Weltenregler geselschaft, piloté par l'aviateur bien connu Leutsch, qui, d'ailleurs tira à couse de la rupture de l'aile de son planeur, se distingua par l'absence complète de l'empressage.

Sa voilure, par sa forme rappella les ailes de certains oiseaux voiliers (fig. 58, I).

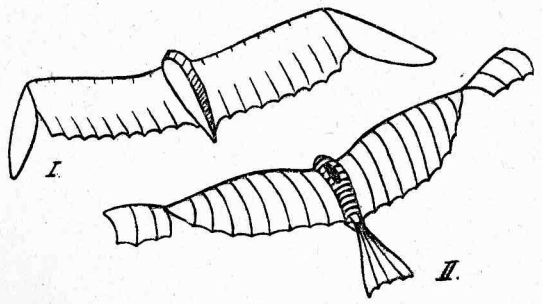


Fig. 58

Le planeur de Zeise (fig. 58, II), possède des ailerons de grande surface, pouvant être avancés ou reculés dans le plan horizontale.

Ces ailerons jouent le rôle des grandes remiges des oiseaux et permettent a imiter assez facilement leurs manœuvre.

Le planeur Klempeser (fig. 59) est étudié et con - struit par l'association aéronautique d'Aix-la-Chappelle. C'est un monoplan à ailes très épaisses de 9 m. 50 cm. d'envergure et de 15 m² de surface.

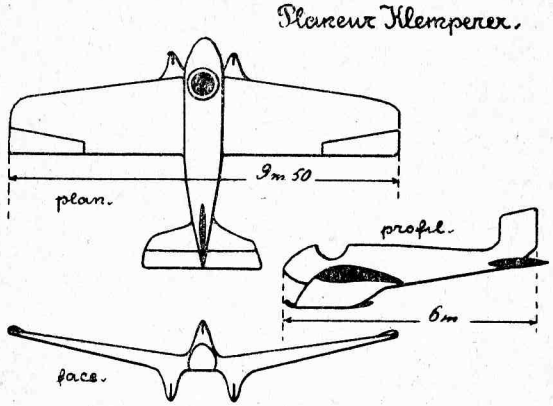


Fig. 59

Le poids de l'appareil avec le pilote est seulement 121 kgr. Le paneur ne porte donc que 8 kgr par 1 m². de sa surface ailaire.

Les meilleurs vols furent executés pendant ce concours par : Klempeser qui a tenu l'air durant 13 m. Il a réussià s'éleverà 90 m. au dessus de son point de départ et par Koller, qui a affectué son vol en orbe en décrivant son cercle de 1350 m. de diamètre !

En dehors de ces coucours d'autres essais de vol sans moteur, encore plus intéressant furent organisés. Nous avons déjà donné, à ce propos, quelques renseignements dans la préface.

Le meilleur planeur actuellement connu est, à notre

avis, « le Vampyr » sur lequel Hentzen au coucours de Rhoen de 1922 a exécuté un vol de 3 h. 6 m.

La fig. 60 donne les vues de face, de profil et en plan de cet appareil de même que les dimensions de se diverses parties.

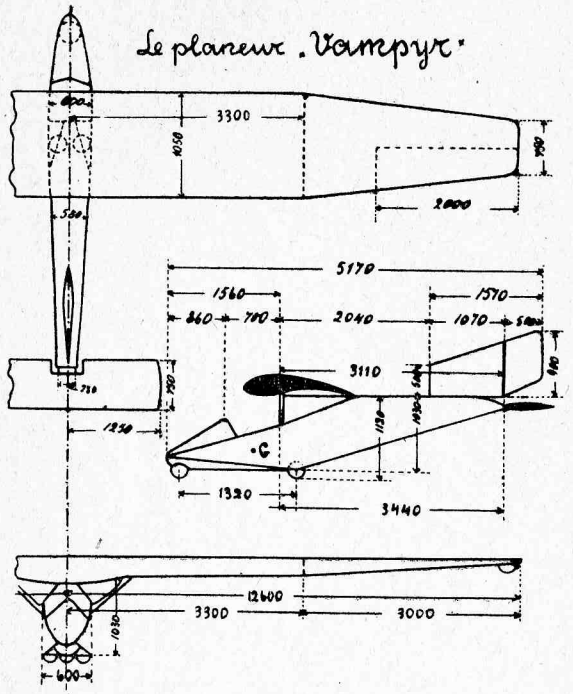


Fig. 60

L'aile de ce planeur (du type Joukovsky) a été étudié du laboratoire de Goettingen (l'aile N° 441). Son angle d'attaque correspondant au vol du minimum d'energie est de 5°36¹ !

Le succès des avions sans moteur en Allemagne a surcité évidemment un vif intérêt dans tous les pays du globe.

En France notamment on a organisé également des

concours semblables (Puy de Combegrasse) et les résultats obtenus par les constructeurs d'avions et les pilotes français sont comparables à tous points de vue avec ceux des allemands.

Remarquons que c'est la France qui détient actuellement le record de durée du vol sans moteur.

C. Platounoff
Ingénieur A. I. E. B.

Bruxelles, 1923.

TABLE DES MATIÈRES

PAGES

INTRODUCTION 1

CHAPITRE I

Notions préliminaires

§ 1. — Pression statique 7
§ 2. — Pression dynamique 7
§ 3. — Vitesse relative totale 9
§ 4. — Force vive relative totale 11
§ 5. — Principe du vol sans moteur 12

CHAPITRE II

§ 6. — Lois de la résistance de l'air 23
§ 7. — Qualité d'une voilure 28
§ 8. — Centre et direction de poussée 31
§ 9. — Voilures des avions 32

CHAPITRE III

Dynamique de l'avion sans moteur

§ 10. — Vol plané 35
§ 11. — Vol à voile.. 39
§ 12. — Sustentation et propulsion 42

CHAPITRE IV

Etude de la stabilité de l'avion sans moteur

§ 13. — Définitions 49
§ 14. — Stabilité automatique transversale . . 51
§ 15. — » » longitudinale . 55
§ 16. — » » de route . . 60
§ 17. — Stabilité commandée 62
§ 18. — » » transversale . . 63
§ 19. — » » longitudinale . 67
§ 20. — » » de route 69

CHAPITRE V

§ 21 — Centrage de l'avion sans moteur . . 71

CHAPITRE VI

Fatigues des éléments constitutifs

Fatigues des éléments constitutifs.

§ 22 — Les éléments constitutifs de l'avion . 79
§ 23 — Cellule 81
§ 24 — Les détails de la structure de l'aile . . 82
§ 25 —Les charges supportées par les longerons 83
§ 26 — Les efforts de poussée et de traînée 84
§ 27 — Les nervures 85
§ 28 — Fuselage 85
§ 29 — Organes de stabilité et de contrôle . . 86
§ 30 — Frain d'atterrissage 86
§ 31 — Essais statiques des ailes et du fuselage 87

CHAPITRE VII

Calcul et construction de l'avion sans moteur

I. — NOTIONS PRÉLIMINAIRES

§ 32 — Travail d'une force constante 91

§ 33 — Travail d'une force variable 91
§ 34 — Travail de l'inertie 92
§ 35 — Travail de l'inertie dans le mouvement de translation 93
§ 36 — Travail de l'inertie dans le mouvement de rotation 94
§ 37 — Recherche des moments d'inertie . . 94
§ 38 — Centre de percussion et rayon de giration 95
§ 39 — Moment d'inertie par rapport à un axe quelconque 95

II. — RÉSISTENCE DES MATÉRIAUX.

§ 40 — Notions préliminaires 96
§ 41 — Forces agissant sur le corps 98
§ 42 — Etude de traction 99
§ 43 — » de compression 103
§ 44 — » de flexion 106

III. — CONSTRUCTION DU PLANEUR

§ 45 et 46. — Matériaux 112
§ 47 — Profil des voilures 115
§ 48 — Caractéristiques du planeur 117
§ 49 — Assemblages 118
§ 50 — Fuselage 120
§ 51 — Cellule 126
§ 52 — Commandes 132

APPENDICE 136

Paris et Courtrai. — Imprimerie Jos. VERMAUT.
Imprimé en Belgique.

S. A. B. C. A.

Société Anonyme Belge de Constructions Aéronautiques

au capital de 5.000.000 de francs

SIÈGE SOCIAL

13, RUE BRÉDERODE, BRUXELLES

BUREAUX ET USINES

82-108, chaussée de Haecht, à HAREN

Tél. : 16641 - 14970

CONSTRUCTION - RÉPARATION

de tout matériel d'aviation et d'aérostation

PARC AÉROSTATIQUE

Avenue de la Liberté

- KOEKELBERG -

Tél. : 16681

Location et garage de ballons sphériques