

MANUEL

DE

l'Aviateur-Constructeur

PAR

M. CALDERARA

Lieutenant de vaisseau
de la
Marine Royale italienne.

P. BANET-RIVET

Professeur agrégé
de Physique
au Lycée Michelet.

DEUXIÈME ÉDITION

REVUE ET NOTABLEMENT AUGMENTÉE

PARIS

H. DUNOD ET E. PINAT, ÉDITEURS

47 ET 49, QUAI DES GRANDS-AUGUSTINS, 47 ET 49

1910

Tous droits réservés.

MANUEL

DE

l'Aviateur-Constructeur

MANUEL
DE
l'Aviateur-Constructeur

PAR

M. CALDERARA

Lieutenant de vaisseau
de la
Marine Royale italienne.

P. BANET-RIVET

Professeur agrégé
de Physique
au Lycée Michelet.

DEUXIÈME ÉDITION

REVUE ET NOTABLEMENT AUGMENTÉE

PARIS

H. DUNOD ET E. PINAT, ÉDITEURS

47 ET 49, QUAI DES GRANDS-AUGUSTINS, 47 ET 49

—
1910

Tous droits réservés.

AVIS

Dans ce Manuel, on ne s'occupe que de ce qui est, non de ce qui sera. La théorie et la construction des appareils d'aviation qui ne sont pas exclusivement des *aéroplanes* y sont donc laissées de côté.

Nos lecteurs ne s'en étonneront pas s'ils veulent bien considérer que notre ouvrage a surtout la prétention d'être pratique. C'est même pour cette raison que nous les prions très vivement de vouloir bien, comme ils l'ont fait pour la 1^{re} édition, si rapidement épuisée, continuer : 1° à nous adresser les remarques d'ordre général qu'ils pourront avoir à faire sur la conception de notre œuvre ; 2° à nous indiquer ce qui leur paraîtra peu clair ou superflu ; 3° à nous signaler les erreurs qui ont pu nous échapper. Nous les en remercions chaleureusement d'avance.

Nous adressons, d'ailleurs, les mêmes demandes et les mêmes remerciements anticipés, spécialement en ce qui concerne le côté technique, aux maisons qui, s'occupant de tout ce qui a trait, directement ou indirectement, à la construction des appareils d'aviation, voudront bien répondre à cet appel.

LES AUTEURS.

PRÉFACE

MM. Calderara et Banet-Rivet me demandent une préface pour leur *Manuel*. Pourquoi pas? Ce petit volume m'agréa par son aspect, son format, le soin avec lequel il a été édité et, surtout, par son contenu, où la pratique n'est jamais sacrifiée à de plus ou moins vaines théories. Parlerai-je des auteurs? M. Calderara est avantageusement connu dans le monde des aviateurs et les beaux vols, à Brescia, de cet élève de W. Wright, ont étayé sa réputation d'une façon définitive. Quant à M. Banet-Rivet qui eut le mérite, il y a bientôt douze ans, d'appeler l'attention du public sur la navigation aérienne par une *Aéronautique* dont on peut dire qu'elle a été, pendant longtemps, le seul ouvrage un peu classique sur la matière, les lecteurs de la *Revue des Deux Mondes*, et ils sont nombreux, savent

ce dont il est capable. Mais à quoi bon ces éloges? Au grand public de juger en dernier ressort, à lui de donner au *Manuel de l'Aviateur-Constructeur* l'envolée qu'il mérite selon moi et que je lui souhaite de tout cœur.

L. BLÉRIOT.

MANUEL

DE

L'AVIATEUR-CONSTRUCTEUR

NOTICE HISTORIQUE

Les premiers rêveurs, utopistes, demi-fous, si l'on veut, qui se sont attaqués au problème de la Locomotion aérienne, laissant de côté les insectes, aux formes et au nombre d'ailes si divers, avaient naturellement pris pour modèles les oiseaux, dont le vol leur paraissait plus facile à étudier et à imiter. Ne se rendant compte ni de la complexité de la structure de l'aile, ni de la complexité de ses mouvements, encore moins des conditions de légèreté et de puissance que doit remplir le moteur destiné à les animer, Olivier de Malmesbury, au XI^e siècle, le marquis de Bacqueville et Blanchard au XVIII^e, le commandant du Temple, G. Trouvé, etc., au XIX^e, s'étaient imaginés, qu'en construisant des machines volantes, dénommées alors *orthoptères*, où de grands plans battaient l'air orthogonalement, ils arriveraient à leurs fins. Erreur grave, dans la plupart des cas, car, comme l'a montré Drzewiecki, une buse, par exemple, qui serait or-

thoptère, ne soulèverait que le $1/10$ de son poids. Pour soulever, tout en se propulsant, la totalité de ce poids, il faut que, tout en utilisant le pouvoir portant de son corps et de sa queue, elle incline ses ailes pour donner le coup et, en même temps, les déforme ou, si l'on veut, il faut que son aile exécute un mouvement hélicoïdal d'avant en arrière et de haut en bas, mouvement qui a un rendement merveilleux ». La buse, comme tous les oiseaux, est, en réalité, *ornithoptère*⁽¹⁾, nom que l'on a récemment et prudemment donné aux appareils qui tendent à réaliser la locomotion aérienne en imitant scrupuleusement le vol à ailes battantes des oiseaux (*vol ramé*). Ce changement de nom, reconnaissons-le, ne les a pas aidés à voler.

Tout de même, l'idée n'est peut-être pas si mauvaise d'organes remplissant à la fois le rôle de propulseur et celui de sustentateur. A vrai dire, on reproche surtout aux partisans de ce genre de *volateurs* (c'est le nom qu'on donne le plus habituellement aux appareils d'aviation, quoique certains préfèrent celui d'*aéronefs*), de chercher à utiliser les moteurs actuels pour engendrer des mouvements alternatifs, alors qu'ils ne produisent aisément que des mouvements rotatifs. L'argument, examiné de près, ne nous semble pas péremptoire. Mais, enfin, quels que soient les mérites de ceux qui, comme C. Gammeter, Roux, A. de la Hault, etc., travaillent encore dans

(1) Pour le vol des oiseaux, consulter l'*Aviation*, par P. Painlevé et E. Borel (F. Alcan, édit.).

cette voie, et sans vouloir préjuger de l'avenir, les ornithoptères n'ayant rien ou presque rien donné, nous nous ferons un devoir de n'en point parler ici.

L'hélice, comme l'avait entrevu Léonard de Vinci, a sur l'aile de l'oiseau l'avantage d'agir sans intermittences et par un mouvement rotatif; son rendement, en tant que transformateur du travail de rotation d'un arbre en travail de poussée, est loin d'être mauvais. De là, cette faveur dont elle jouit aujourd'hui et la construction des machines volantes dites *hélicoptères*, où la propulsion et la sustentation sont assurées par des hélices, les organes de propulsion (hélices à axe horizontal, à grand pas et à petit diamètre) étant, en général, séparés des organes de sustentation (hélices à axe vertical, à petit pas et à grand diamètre). En 1768, Paucton présentait déjà un projet d'hélicoptère que, plus tard, en 1784, Launoy et Bienvenu réalisaient, le modifiant et le faisant voler. Sir Georges Cayley, à son tour, en 1796, imita ce *jouet*, que Philipps, Babinet, etc., en 1846, puis Ponton d'Amécourt, Pénaud, Forlanini et bien d'autres devaient perfectionner. Mais le faible rendement des hélices sustentatrices retardera peut-être, pendant longtemps encore, la réussite de véritables volateurs fondés sur ce principe. Malgré la légèreté des moteurs actuels, c'est à grand-peine que l'hélicoptère Bréguet-Richet, tout comme celui de Cornu, s'est élevé, il y a deux ans environ, un peu au-dessus du sol, avec son moteur et son constructeur, pour retomber presque aussitôt.

C'est peu et c'est tout! Mais c'est assez pour avoir le droit de laisser de côté, dans ce Manuel, la classe des hélicoptères, comme nous avons fait de la précédente.

Seule, la troisième classe de volateurs, celle des *aéroplanes*, dont Euler semble avoir senti l'avenir, mérite de nous occuper, puisque ces appareils, avec lesquels on imite le *vol plané* des oiseaux, c'est-à-dire ce genre de vol où l'animal, les ailes complètement étendues et immobiles, s'abandonne à la vitesse acquise (qu'il entretient de temps à autre par un coup d'ailes convenable), ont seuls résolu, jusqu'à présent, à l'aide du *plus lourd que l'air*, l'épineux problème de la *locomotion aérienne*.

C'est Cayley, déjà cité tout à l'heure, qui, le premier, vers 1809, présenta un projet d'aéroplane très complet, très rationnel, d'une très grande valeur pour l'époque. En 1843, Henson, appliquant les idées de ce précurseur, construisit un aéroplane à vapeur remarquable et par la disposition de ses diverses parties et pour certains détails de construction couramment employés aujourd'hui; mais le modèle qu'il dut se contenter de mettre à exécution se montra parfaitement instable. Heureusement, en 1871, le petit aéroplane à ressort de caoutchouc de Pénaud (*fig. 1*), d'une stabilité remarquable, arriva à point pour démontrer aux incrédules qu'on pourrait certainement voler avec « un plus lourd que l'air » du jour où l'on serait en possession de moteurs suffisamment légers et, tout de même, suffisamment puissants. Mais, déjà,

en 1866, Wenham, à la première séance de l'*Aeronautical Society of Great Britain*, partant de ce fait qu'il

n'est pas rare de voir une douzaine d'oiseaux de la même espèce voler les uns au-dessus des autres sans se gêner, avait établi que, pour obtenir la



FIG. 1.

surface nécessaire au soulèvement d'un poids lourd, il n'y avait, si l'on voulait éviter l'*encombrement*, qu'à superposer les plans de sustentation, transformer, en somme, les *monoplans*, c'est-à-dire les aéroplanes à surface

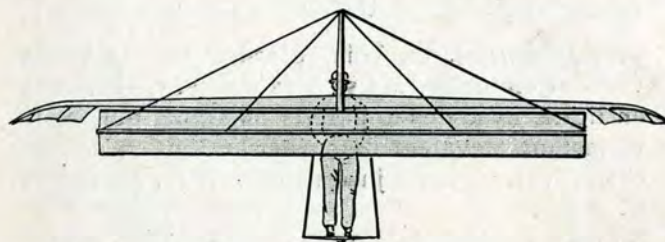


FIG. 2.

portante unique proposés jusqu'alors, en *multiplans* (*fig. 2*).

Comme un multiplan est plus facile à construire qu'un monoplan, qu'il est plus solide, presque tout aussi léger, l'idée de Wenham ne

tardait pas à prendre corps avec Stringfellow qui, en 1868, construisait le premier *triplan*. Puis, tandis que Brown présentait, toujours à la Société dont nous venons de parler, ses premiers modèles, très stables, d'aéroplanes dans lesquels il introduisait de l'*empattement* par l'emploi de surfaces portantes successives, Phillips, reprenant les idées de Wenham, songeait à utiliser la force sustentatrice d'un ensemble de *lames*

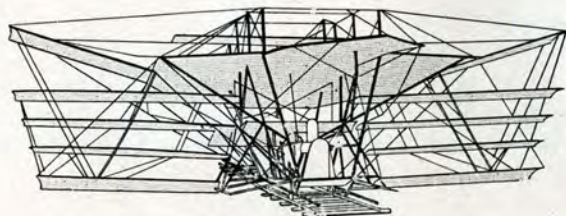


FIG. 3.

de persiennes, en bois, placées sur un cadre vertical en acier. Mais, à ce moment, entraient en ligne, avec des appareils puissants qui, pour un instant, devaient détourner l'attention de tout ce qui avait été tenté jusqu'alors, sir H. Maxim et C. Ader.

Des appareils de Maxim, les premiers, monoplans, les autres, multiplans, il est permis de dire aujourd'hui que leur stabilité était aussi déficiente que leur moteur, un moteur à vapeur, était bien conditionné et bien compris. Aussi les résultats obtenus furent plutôt médiocres : la dernière de ces machines volantes (*fig. 3*) avait été

placée sur des rails d'une longueur de 600 mètres ; au-dessus se trouvaient deux contre-rails de 200 mètres de longueur, destinés à empêcher tout soulèvement prématuré et, aussi, à mesurer la force de soulèvement. L'expérience, faite en septembre 1894, ne réussit qu'en ce que les rails supérieurs cédèrent sous l'effort, résultat digne,

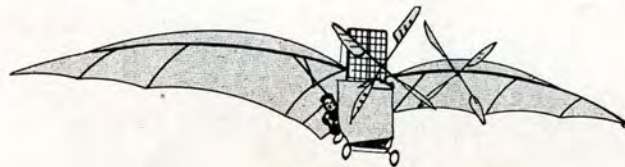


FIG. 4.

cependant, d'attirer l'attention si l'on réfléchit que le poids total de l'aéroplane était de 3.000 kilogrammes.

Certes, au point de vue de la stabilité, les avions d'Ader méritent les mêmes reproches. Toutefois, il faut reconnaître que c'est un Avion (*fig. 4*) qui, le premier, le 14 octobre 1897, a donné le spectacle d'une machine plus lourde que l'air capable de s'enlever dans l'espace avec son moteur et son pilote et de s'y maintenir un certain temps. C'est encore à la perfection du moteur, un moteur à vapeur, encore, à son admirable légèreté, 1 kilogramme par cheval (chaudière non comprise, il est vrai), que la science française doit ce premier triomphe. Seules, des raisons financières empêchèrent de renouveler des essais qui auraient peut-être abouti au succès complet.

En tout cas, les critiques relatives à la stabilité des appareils précédents ne sauraient être adressées aux appareils de Langley (*fig. 5*), ce qu'on doit attribuer à la prudence avec laquelle il a toujours opéré. Ce n'est, en effet, qu'à la suite d'une série d'études et d'essais qui resteront classiques, qu'il se décidait à construire, d'après les idées de Brown, une foule de modèles, à res-



FIG. 5.

sorts en caoutchouc d'abord, à moteurs à vapeur ensuite, aussi merveilleux les uns que les autres au point de vue de la stabilité.

Le dernier, d'un poids total de 111 kilogrammes, arrivait à parcourir 900 mètres environ, à 8 ou 10 mètres au-dessus du sol (1896). Nul doute, on le sait maintenant, que son grand appareil, apte à recevoir non seulement le moteur, mais encore l'aviateur, n'eût volé dans des conditions très satisfaisantes, si un accident imprévu ne l'avait, par deux fois, empêché de quitter d'une façon normale le dispositif de lancement (oct. et déc. 1903).

En somme, sir H. Maxim, C. Ader, Langley ont eu peut-être le tort de vouloir établir une machine volante complète, sans se préoccuper de préalablement acquérir la maîtrise des manœuvres aériennes ou, si l'on veut, sans avoir fait, au préalable, leur éducation d'*homme volant*, éducation dont on peut, à la rigueur, se passer

aujourd'hui, avec quelques-unes des machines volantes actuelles, mais qui était absolument indispensable il y a quelques années.

Il était réservé à Otto Lilienthal, qui travaillait, de son côté, à la même époque; de montrer que, seule, cette façon de procéder pouvait

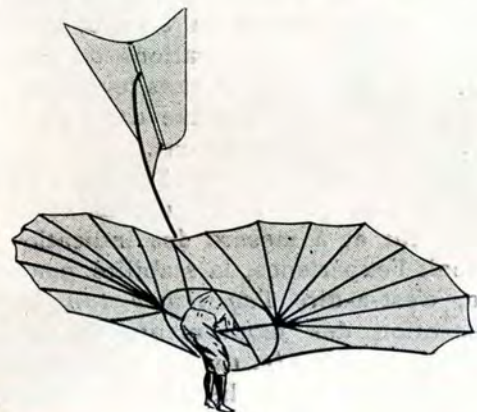


FIG. 6.

conduire rapidement au succès définitif, que l'on sentait d'ailleurs tout proche. Après de longues études, ayant construit un appareil composé simplement d'une surface portante unique aussi légère et aussi solide que possible (sa forme rappelait celle des ailes de la chauve-souris), munie d'une *queue* (*fig. 6*), il eut l'idée, pour faire son éducation d'homme volant, de se lancer dans l'espace du haut d'une tour ou d'un monticule; et, utilisant le courant aérien ascendant

que déterminait la déclivité de la hauteur choisie, d'essayer de glisser, à l'aide de ce *planeur*, sous une pente aussi faible que possible. C'était, au fond, pratiquer ce qu'on appelle chez les oiseaux le *vol à voile*, c'est-à-dire ce genre de vol où l'animal, s'orientant la tête au vent, se laisse porter, les ailes déployées et immobiles, par les courants aériens, ou, encore, manœuvre de façon à utiliser les variations de vitesse de ces courants, de sorte, que, sans le moindre coup d'ailes, il arrive à rester fixe dans l'espace et même à avancer contre le vent.

Le célèbre aviateur allemand effectua ainsi des vols de plus en plus longs, modifiant son appareil au fur et à mesure des indications que lui donnait l'expérience, la stabilité pendant la marche, c'est-à-dire l'*équilibre longitudinal* (compensation des mouvements de tangage), ainsi que l'*équilibre transversal* (compensation des mouvements de roulis), étant obtenus par le mouvement des jambes, en avant ou en arrière pour le premier cas, à droite ou à gauche pour le second. Non seulement, en opérant ainsi, Lilienthal arriva à parcourir des distances de 100 à 200 mètres, déviant, à volonté, à droite ou à gauche, mais il put, parfois, en utilisant les variations de vitesse du vent, s'élever au-dessus du point de départ; on le vit même esquisser un mouvement de virage. Encouragé par ces succès, il avait cherché à ajouter à son appareil des organes stabilisateurs; il avait même essayé l'emploi de rémiges battantes, en même temps que

d'un moteur à gaz carbonique, lorsque, le 9 août 1896, un coup de vent, faisant chavirer son planeur, un biplan (au lieu du monoplane employé jusqu'alors), entraîna sa chute et sa mort. La même fin était réservée à Pilcher qui, le premier, se proposa de l'imiter. Mais l'idée était lancée. O. Chanute s'en empara et fit exécuter par ses aides une série de longues glissades avec des planeurs,

d'abord du type Lilienthal, puis formés de plusieurs plans superposés, graduellement réduits à trois et, enfin, à deux. C'est ainsi que fut créé peu à peu le type

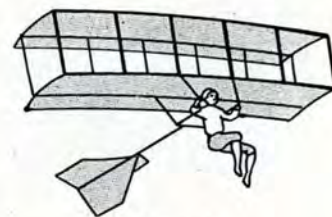


FIG. 7.

de *planeur* (fig. 7) qui porte son nom et dont la construction, si remarquable pour la simplicité, la rigidité et la résistance, décèle la science du célèbre ingénieur américain ⁽¹⁾. Il a, d'ailleurs, maintes fois raconté lui-même comment, jusqu'à lui, les surfaces portantes avaient été très imparfaitement réglées, et comment l'assemblage par une « ferme de pont » des surfaces d'un biplan devait être regardé comme son idée propre. Il se plaît, du reste, à reconnaître que ce type a été, depuis, grandement perfectionné par les Wright

(¹) Les ponts métalliques à treillis sont dus à l'ingénieur Howe, américain, lui aussi.

et par G. Voisin, et que les premiers, en particulier, ont montré combien la *résistance à la pénétration* peut être considérablement diminuée en enveloppant dans l'étoffe les charpentes et les entretoises.

C'est qu'en effet, à peu près en même temps que Chanute, deux de ses compatriotes, Orville et

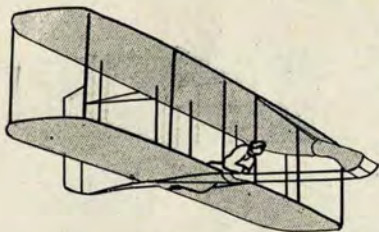


FIG. 8.

Wilbur Wright, de Dayton (Ohio), avaient pris, eux aussi, la suite des expériences de Lilienthal. Seulement, voulant créer un planeur (fig. 8) dans lequel seraient utilisés des procédés

de stabilisation plus commodes et plus efficaces que les déplacements du corps employés jusqu'alors, ils substituèrent à ces déplacements un ensemble d'organes d'évolution autour des trois axes correspondant aux trois dimensions du système, savoir : le *gouvernail de direction* (gouvernail vertical), l'*équilibreur* (gouvernail horizontal) et, enfin, le dispositif dit *gauchissement* des ailes. Ces perfectionnements et, en plus, quelques modifications plus ou moins importantes, leur permirent d'obtenir des résultats si satisfaisants, qu'après un entraînement de quelques centaines de glissades, ils purent, sans crainte d'avaries trop grandes, adjoindre à leur planeur un

moteur et un propulseur (fig. 9). Le premier vol mécanique eut lieu le 17 décembre 1903, et, le 5 octobre 1905, Wilbur Wright exécutait, en 38 minutes, un vol en circuit fermé de 39 kilomètres, exploit qui fait de la cinquième année du xx^e siècle une des plus remarquables que puisse enregistrer l'histoire de la Science, puisque, pour la première fois, l'homme prenait complètement possession de l'empire des airs et cessait, enfin, de se sentir humilié par le dernier des hochequeues.

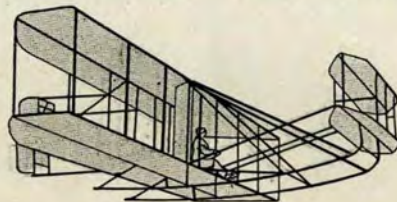


FIG. 9.

O. Chanute avait encouragé les frères Wright. Le voyage qu'il fit en France, en 1903, pour faire connaître leurs travaux, réussit complètement. Un petit groupe d'hommes, dont E. Archdeacon était l'âme, résolut de les imiter, de les surpasser, si possible. Tandis que le capitaine Ferber faisait, à Chalais-Meudon et à Nice, dans le but de reproduire les expériences des Wright, des glissades remarquables, G. Voisin, de son côté, établissait son type de planeur, identique, à peu de choses près, au type du biplan bien connu qui porte son nom, et se livrait à de nombreux essais sur le lac de Genève et sur la Seine, s'élevant au-dessus de l'eau par l'action d'un câble qui rattachait l'appareil à un bateau-remorqueur lancé à une vitesse suffisante. La curiosité du

public fut, dès lors, excitée et sa sympathie commença à se porter du côté des hommes courageux qui s'attaquaient ainsi, avec tant d'audace, au problème du plus lourd que l'air. La foule elle-même fut entièrement conquise du jour où elle vit son héros favori, Santos-Dumont, intervenir dans la question avec sa fougue accoutumée et exécuter d'abord un bond de 60 mètres, puis une véritable envolée de 200 mètres (12 nov. 1906), avec

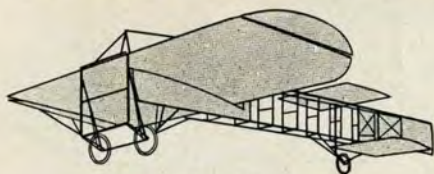


FIG. 10.

pouvait quitter le sol par ses propres moyens à l'aide d'un châssis à roues. Peu après, L. Delagrè et H. Farman, avec des appareils construits par G. Voisin dans son usine de Boulogne-sur-Seine (la première usine d'aéroplanes qui, à notre connaissance, ait été établie dans le monde), commençaient la série de vols dont le plus mémorable est le kilomètre en circuit fermé qui, exécuté le 13 janvier 1908 par H. Farman, lui rapporta le grand prix Deutsch-Archdeacon de 50.000 francs.

D'ailleurs, d'autres types d'appareils ne tardaient pas à entrer en ligne. L. Blériot (*fig. 10*), entre autres, créait un monoplan qui, dès les premiers jours, lui permettait de remarquables « per-

un biplan de sa construction, peu stable, peu solide, mais remarquable cependant en ce qu'il

formances ». De leur côté, Esnault-Pelterie, Gastambide-Mangin (maison Antoinette), Santos-Dumont, etc., toujours avec des monoplans, obtenaient des résultats appréciables. Puis, enfin, Wilbur Wright, ayant trouvé dans M. L. Weiller un appui aussi généreux qu'intelligent, arrivait en France et, une fois au camp d'Auvours, mettait fin aux railleries dont quelques incrédules l'avaient couvert, en accomplissant devant les foules que la curiosité attirait au Mans, la série d'exploits qui lui faisait détenir, au 1^{er} janvier 1909, tous les records :

Record de la distance et de la durée : vol de 99 kilomètres en 1 heure 54 minutes (18 décembre 1908). — Record du vol à deux : vol de 65 kilomètres en 1 heure 10 minutes (10 octobre 1908). — Record de la hauteur : vol à plus de 100 mètres (18 décembre 1908).

Depuis, de nouveaux appareils d'un type intermédiaire, que le temps se chargera sans doute de réduire à un petit nombre, ont atteint un très grand degré de perfection et des progrès énormes ont été accomplis dans l'art du vol. La glorieuse traversée de la Manche par L. Blériot (25 juillet 1909), a fait naître ou encouragé une pléiade d'aviateurs : H. Farman, Paulhan, Latham, de Lambert, Curtiss, Hamilton, Rolls, etc., aussi intrépides que prudents et avisés. Les gouvernements se sont émus : partout se créent des écoles de pilotes, des laboratoires de recherches et, déjà en tant que machine de guerre, l'aéroplane semble vouloir détrôner le dirigeable. Nul ne doute, à

cette heure, que le nouveau mode de locomotion ne pénètre de plus en plus dans la vie de l'homme, tant il est vrai, en fin de compte, « qu'après six mille ans d'observations l'esprit humain n'est pas épuisé, qu'il cherche et qu'il trouve encore, afin qu'il connaisse qu'il peut trouver jusqu'à l'infini, et que la seule paresse peut mettre des bornes à ses connaissances et à ses inventions ».

30 Juin 1910.

PREMIÈRE PARTIE

Théorie élémentaire de l'Aéroplane

CHAPITRE PREMIER

Sustentation et propulsion d'un aéroplane

I. Un *aéroplane* est un mobile qui, propulsé dans l'air par un système mécanique comprenant un *moteur* et un *propulseur* (*l'hélice*, jusqu'à nouvel ordre), utilise la *réaction* du fluide ambiant, réaction qui s'oppose à sa propulsion, ou plutôt à sa *translation*, pour trouver dans ce fluide un point d'appui qui assure sa *sustentation*.

On doit donc, pour se faire une idée exacte de ce que doit être un aéroplane, étudier d'abord les lois qui relient la translation à la sustentation, et, simultanément, rechercher la *forme* la plus apte à obtenir ce résultat avec le minimum de travail possible, ce qui revient évidemment à dire qu'un aéroplane doit, avant tout, posséder, dans ses différents organes et même dans son ensemble, les *qualités de pénétration* qui caractérisent les bons projectiles.

Abordons le problème et procédons par intuition.

Supposons qu'on imprime, dans l'air, à une plaque verticale S (*fig. 11*), de tôle ou de toute autre matière, plaque que nous choisirons, pour

commencer, de forme carrée, un mouvement horizontal et uniforme, de sorte qu'elle conserve une position normale au sens de la marche. Supposons aussi l'air complètement au repos. Il est clair que cette plaque frappera dans sa marche un certain nombre de molécules qui lui opposeront une certaine résistance, d'autant plus grande que le carreau S sera plus grand et que

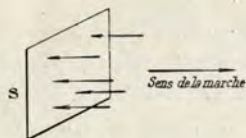


FIG. 11.

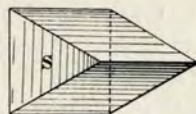


FIG. 12.

la vitesse avec laquelle il frappera ces molécules sera plus considérable. Mais il nous sera facile de diminuer cette *résistance à l'avancement* en faisant précéder le carreau d'un *coupe-vent* en forme de coin (fig. 12), qui séparera les uns des autres les *filets aériens*, en les déviant, les uns vers le haut, les autres vers le bas. Seulement, ces filets fluides tendront à se resserrer après leur passage derrière la surface S, appelés qu'ils seront par la cavité ou *vide ab* qui tend à se former en cette région⁽¹⁾ et qui les *aspire* (fig. 13). Cherchons à utiliser cette tendance qui, somme

(1) Il se forme, en somme, une *poupe fluide* qui fait pendant à la *proue fluide* qui se forme à l'avant par suite de la compression sur la surface-avant (phénomène de Poncelet).

toute, correspond à un travail perdu. Nous y arriverons, évidemment, en ajoutant à l'arrière du carreau S un autre coin disposé en sens inverse du premier (fig. 14), car, dans ces conditions, les

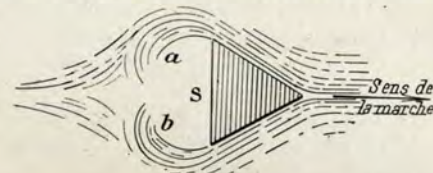


FIG. 13.

filets d'air, en se resserrant sur les deux surfaces inclinées a et b, pousseront légèrement notre projectile dans le sens de la marche, tout comme il

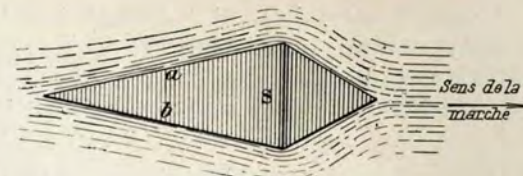


FIG. 14.

arriverait si l'on serrait entre le pouce et l'index les deux surfaces a et b, le coin postérieur tendant alors à glisser entre les doigts. Mais le brusque changement d'inclinaison qui se fait des deux côtés des arêtes de la surface S ainsi transformée ne saurait, cela va de soi, favoriser l'écoulement des filets. Il sera donc avantageux de corriger le profil de notre projectile en remplaçant les surfaces planes des coins par une surface courbe

bien continue (fig. 15), remplacement justifié, d'ailleurs, comme tout ce qui précède, par l'expérience, qui a montré, en outre, qu'il est



FIG. 15.

avantageux de donner au coin postérieur D un *allongement* plus considérable que celui du coin A. Quant au rectangle S, devenu mainte-



FIG. 16.

nant la section normale la plus grande du solide fuselé ainsi obtenu, il constitue ce qu'on appelle le *maître-couple* de ce solide.

Que si, au lieu de partir d'un carré, on était parti d'un disque, on serait arrivé à un solide de révolution qui, avec un maître-couple de surface équivalente, présenterait moins de surface, tout comme un cercle a moins de périmétrie qu'un carré de même aire. Or, comme c'est précisément sur la surface que l'air exerce son frottement en s'écoulant le long d'un solide, et que la résistance au frottement est proportionnelle à l'étendue de la surface frottée, nous aurions finalement obtenu, en opérant ainsi, la forme du projectile idéal ou plutôt celle du *bon projectile* (fig. 16), celle que nous rencontrons dans les torpilleurs, dans

les meilleurs dirigeables, chez les oiseaux, les poissons, etc., celle qui, en définitive, correspond au maximum de *puissance de pénétration* et que, rationnellement, on devra donner à la *nef*, ou, au moins, à la *nacelle* (voir p. 41) de la machine volante, lorsque sa construction nécessitera l'adjonction de ce dernier organe.

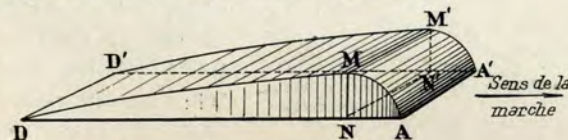


FIG. 17.

Mais que la nef d'un aéroplane comporte ou non une nacelle, il est essentiel de lui donner les moyens de voler.

II. A cet effet, reprenons notre fuseau à maître-couple rectangulaire et coupons-le suivant AA'DD' (fig. 17).

Nous aurons ainsi un solide, que nous qualifierons de *surface matérielle*, formé d'une surface inférieure plane (surface de base, surface ventrale) AA'DD', de deux surfaces latérales AMD, A'M'D', planes aussi, et d'une surface supérieure courbe (surface dorsale) AA'M'D'DM, dont le côté AA' sera dénommé le *bord d'attaque*, le côté DD' le *bord de sortie*, la longueur de AA' caractérisant son *envergure*, tandis que les longueurs AD et MN caractériseront sa *profondeur* et son *épaisseur*. Relevons alors cette surface au-dessus de l'horizon, tout en continuant à la faire marcher horizontalement,

d'un certain angle i , l'angle d'attaque, et voyons ce qui va arriver.

Il est clair que les filets d'air, ainsi attaqués par le bord tranchant AA', vont se diviser en deux groupes bien distincts, l'un qui remontera et s'écoulera le long de la surface dorsale AMD



FIG. 18.

(fig. 18), surface qui conservera quand même, au moins en partie ⁽¹⁾, les qualités d'un bon projectile, pourvu que l'angle d'attaque soit aussi faible que possible; l'autre qui, se dirigeant vers le bord de sortie de la surface ventrale AD, va, par suite des chocs de ses molécules et de leurs mouvements subséquents, soumettre cette surface et, par suite, la surface matérielle tout entière à l'action d'une force qui constitue, comme on le verra plus loin, la plus grande partie de ce qu'on appelle la *résistance* R_i de l'air, force que l'on peut considérer comme normale à

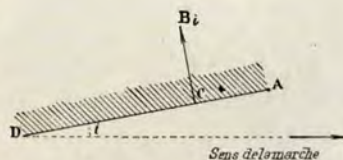


FIG. 19.

⁽¹⁾ Cette façon de procéder peut ne pas paraître bien rigoureuse. La suite montrera qu'elle n'infirme en rien les résultats auxquels, finalement, on arrive et qu'elle est employée ici plutôt pour des convenances de rédaction que par nécessité.

la surface AD (fig. 19), et qui est appliquée en un certain point C appelé *centre de poussée*. Si l'on considère qu'alors tout se passe comme si, la surface matérielle étant immobile, l'air ambiant était animé d'une vitesse constante v égale et contraire à la sienne, ou, ce qui revient au même, que tout se passe comme si la surface matérielle était soumise à l'action contraire d'un *vent relatif* debout, de vitesse égale à la sienne, il est évident que l'on peut admettre que, dans ces conditions, l'effet dû à la masse fluide qui la frappe est proportionnel à son aire S et à la force vive (puissance vive) $\frac{1}{2} Mv^2$ de cette masse proportionnel, par conséquent, à son poids spécifique d ⁽¹⁾ et au carré de sa vitesse v , tout en dépendant, aussi, d'une certaine fonction $f(i)$ de l'angle d'attaque ⁽²⁾. On pourra donc écrire :

$$R_i = kdSv^2f(i),$$

k étant un coefficient constant qu'il ne s'agit plus que de déterminer et qu'il est logique de demander à l'expérience de nous faire connaître,

⁽¹⁾ Voir l'Appendice placé à la fin de cette 1^{re} Partie, Note IV.

⁽²⁾ Sans invoquer la notion de force vive, on peut remarquer : 1° que si la surface considérée devient double, le nombre des molécules d'air frappées devient double et, double aussi, le nombre des chocs qui engendrent la résistance à l'avancement; 2° que si on double la vitesse de la surface, elle frappera dans le même temps un nombre double de molécules et chacune avec une vitesse double, d'où il résulte que la résistance à l'avancement est bien proportionnelle à la fois à S et à v^2 (H. Maxim).

comme il est logique de lui demander la nature de la fonction $f(i)$.

De toutes les formules empiriques proposées jusqu'à ce jour, nous choisirons la suivante, dont la rigueur est du même ordre que celle des formules théoriques adoptées jusqu'ici :

$$R_i = K S v^2 \frac{i}{30},$$

dans laquelle S est exprimée en mètres carrés, i en degrés, R_i en kilogrammes. Cette formule, qui résulte des récentes expériences faites par Eiffel au Champ-de-Mars, n'est applicable, à cause de sa discontinuité, que de $i = 0$ à $i = 30^\circ$, mais prouve, en tout cas, que jusqu'à 30° la résistance de l'air au mouvement peut être regardée comme proportionnelle à l'angle d'attaque.

Les expériences d'Eiffel ont été faites dans une couche d'air de poids spécifique moyennement égal à 0,00128, de sorte que $K = k \times 0,00128$. Quant à la valeur de K , Eiffel a trouvé, dans ces conditions, $K = 0,074$, tandis que Canovetti, en opérant autrement, a trouvé

$$K = 0,070.$$

C'est cette dernière valeur que nous croyons devoir adopter comme répondant, mieux peut-être que la première, aux vitesses actuelles acquises par les aéroplanes.

Reste, pour fixer complètement les idées sur la formule précédente : 1° à donner une idée nette

de ce que représente le coefficient K ; 2° à indiquer la position du centre de poussée C .

Eiffel a trouvé que de $i = 30^\circ$ à $i = 90^\circ$, la résistance à l'avancement est à peu près indépendante de l'angle d'attaque, de sorte qu'entre ces limites on peut poser, en appelant R cette résistance,

$$R = K S v^2.$$

Faisons $S = 1$, $v = 1$: alors $K = R$, ce qui permet de dire que, *pratiquement, le coefficient de la résistance de l'air à l'avancement, c'est-à-dire le coefficient K , est égal à la résistance, en kilogrammes, de l'air au mouvement d'une surface de 1 mètre carré, possédant une vitesse de 1 mètre et relevée de 30 à 90° au-dessus de sa trajectoire*. Cependant, comme il est hors de doute que la formule précédente n'est exactement applicable que pour $i = 90^\circ$, on définit d'ordinaire K comme *la résistance de l'air au mouvement orthogonal d'une surface de 1 mètre carré possédant une vitesse de 1 mètre par seconde* ⁽¹⁾. Mais la rigueur de cette définition est plus apparente que réelle, car, en fait, même dans le cas du mouvement orthogonal, en supposant constant le poids spécifique de la couche d'air au sein de laquelle le mouvement a lieu, il est impossible d'affirmer qu'*au delà de 50 mètres à la seconde*, la résistance de l'air ne deviendrait pas fonction d'une puissance de la vitesse supé-

(1) Voir l'Appendice, Note I.

rieure à son carré. En tout cas les lois de la Balistique, qui tiennent compte, aussi, des ondes aériennes provoquées par le solide en mouvement, feraient plutôt supposer que K , à partir de 200 mètres, tend à devenir proportionnel à v et, par suite, R et R_i proportionnels à v^3 . D'ailleurs, même au-dessous de 50 mètres, K , s'il ne varie pas avec v , dépend tout au moins, comme le prouve l'expérience, de la forme et du contour de la surface : il augmente si les dimensions de la surface augmentent, il est plus faible pour un cercle que pour un carré de surface équivalente, etc., et cela par suite des *pertes marginales* de force vive dues à la « dérobade » des filets d'air qui se trouvent pris sous les bords latéraux de la surface en mouvement, dérobade d'autant plus sensible que le contour de la surface est plus grand par rapport à son aire, d'où il résulte que ces pertes seront plus grandes, par exemple, pour un carré que pour le cercle équivalent.

Quant à la position du centre de poussée C , remarquons que si le mouvement d'une surface plane est orthogonal, les filets d'air qu'elle heurte la frapperont tous, à très peu près, de la même façon, de sorte que la résultante de leur action sera nécessairement appliquée en un centre de forces parallèles (centre de poussée) qui coïncidera avec le centre de gravité de la surface, avec son centre de figure, par conséquent, si la forme de la surface est régulière. Que si le mouvement est oblique, il en sera tout autrement : dans ce

cas, en effet, les faisceaux de filets fluides qui frappent la surface à l'avant, en se réfléchissant après le choc, génèrent ceux qui sont au-dessous d'eux, et tendront à diminuer leur effet, l'ensemble affectant, en fin de compte, la forme représentée par la figure 18, les filets les moins déformés (sauf, cependant, les tout premiers qui, tendant à passer par dessus le bord d'attaque, perdent presque toute leur force vive et créent, dans cette région, une surpression) se trouvant aux environs de ce bord. Les filets supérieurs ayant, ainsi, une action plus efficace que les inférieurs, la résultante de toutes les résistances ainsi engendrées se trouvera, nécessairement, appliquée en un point plus près du bord d'attaque A que tout à l'heure, la position de ce point variant, évidemment, avec l'angle d'attaque.

Pour une surface rectangulaire $AA'DD'$ (fig. 20) attaquant l'air sous un angle i et marchant normalement à son bord d'attaque, la loi d'Avanzini permet de calculer la position du centre de poussée. Cette loi se résume dans la formule

$$d = (0,2 + 0,3 \sin i) D,$$

où d désigne la distance CM au bord d'attaque du centre de poussée, D la profondeur MN de la surface, formule qui montre qu'à mesure que la surface se relève, le centre de poussée C , placé d'abord dans le voisinage du bord d'attaque

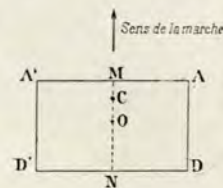


FIG. 20.

(pour $i = 0$, on a $d = 0,2 D$), se rapproche de plus en plus du centre O de la surface, qu'il atteint lorsque $i = 90^\circ$ (pour $i = 90^\circ$, on a $d = 0,5 D$).

Mais cette formule peut s'appliquer à n'importe quelle surface plane marchant dans la direction de son axe. Il suffit, en effet, pour obtenir le centre de poussée C, de décomposer la surface en un nombre convenable de *filets rectangulaires* parallèles à l'axe, de déterminer, à l'aide de la formule, la position des centres de

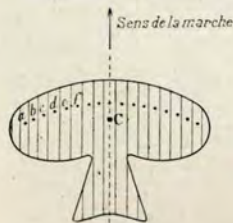


FIG. 21.

poussée a, b, c, \dots correspond à ces filets et de composer ensuite en une seule les forces parallèles ainsi obtenues (fig. 21).

On admet même qu'elle est encore applicable lorsque la surface est frappée de côté par un *vent relatif* (voir Chap. II), résultant soit du virage de l'appareil, soit d'un vent latéral, c'est-à-dire d'un vent soufflant par le travers. Dans ce cas, on voit bien, en décomposant la surface en filets parallèles au vent relatif, que les centres de poussée élémentaires a, b, c, \dots sont nécessairement déplacés du côté de ce vent (fig. 22) et par suite, aussi, le centre de poussée C'.



FIG. 22.

III. Supposons maintenant que notre surface matérielle fasse partie d'un aéroplane et décomposons la résistance R_i en deux forces, l'une verticale, l'autre horizontale, la première Z, dirigée de bas en haut, appelée *composante de soulèvement, force de sustentation, poussée*,

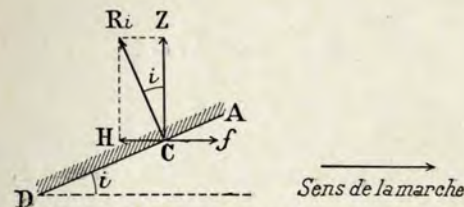


FIG. 23.

la seconde H, s'opposant au mouvement de translation, qui représente la *résistance à la traction* ou *traînée*. La figure 23 montre qu'on aura :

$$Z = K S v^2 \frac{i}{30} \cos i,$$

$$\frac{H}{Z} = \operatorname{tg} i.$$

Si la vitesse v acquiert une valeur V , dite *vitesse de régime*, telle que $Z = P$, P représentant le poids de la surface matérielle augmenté de sa *charge*, c'est-à-dire du poids du reste de l'aéroplane, il est évident qu'alors *il y aura sustentation en même temps que propulsion*, notre surface matérielle jouant, dans ces conditions, le rôle de *surface portante* ou d'*aile*, et

le centre de poussée C, celui de *centre de sustentation*. De plus, le mouvement étant uniforme, les quatre forces Z, P, H, et la *force de traction* f , qui agissent sur l'aéroplane, sont nécessairement égales deux à deux, de sorte que $H = f$. Dès lors les formules précédentes deviennent :

$$P = KSV^2 \frac{i}{30} \cos i,$$

$$\frac{f}{P} = \operatorname{tg} i.$$

Seulement, pour obtenir cette vitesse V, il faut disposer d'un moteur faisant corps avec l'aéroplane, moteur dont la puissance T, évaluée en kilogrammètres-secondes, soit telle qu'on ait :

$$T = fV.$$

Mais cette formule montre immédiatement qu'il est avantageux d'avoir affaire à une force de traction f aussi petite que possible, car, alors, pour une vitesse V exigée, on aura besoin d'une puissance T moindre *ou*, si la puissance T est donnée, on pourra obtenir une vitesse V plus considérable.

Or, justement, dans les surfaces matérielles, il est possible de modifier la résistance à la traction par rapport au poids soulevé, c'est-à-dire de diminuer le *rapport des composantes*

$$\rho = \frac{f}{P} = \frac{H}{Z},$$

(rapport qui, pour cela, n'en reste pas moins variable avec l'angle d'attaque i) : 1° en développant la surface efficace AD en envergure ; 2° en la creusant, c'est-à-dire en modifiant convenablement son profil ; 3° en modifiant son contour.

Si, en effet, on étudie expérimentalement la marche des filets fluides qui passent sous cette surface, on constate que les pertes marginales sont indépendantes de la largeur du bord d'attaque AA', ne dépendant que de sa profondeur AD (*fig. 24*). Par conséquent, en plaçant côte à côte (*fig. 25*) deux surfaces matérielles iden-

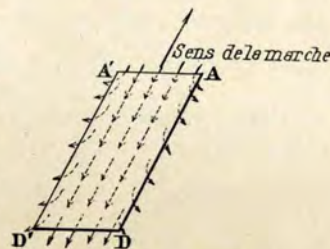


FIG. 24.

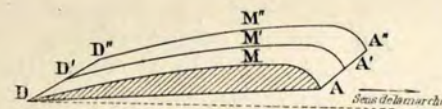


FIG. 25.

tiques à celle considérée plus haut, nous réduisons à moitié, en somme, ces pertes marginales et, à moitié aussi, le frottement de l'air le long des flancs AMD, A''M''D'', cette disposition n'étant, d'ailleurs, possible, que si ces flancs sont *plats*, comme nous l'avons supposé plus haut. Il est clair alors que de cette façon les frottements

ainsi que les pertes marginales se trouvant notablement réduits, la surface portante gagnera en puissance de pénétration, d'où une diminution de H , en même temps que la composante de soulèvement Z , gagnera en intensité. Pour n surfaces ainsi placées côte à côte, les pertes marginales ne seraient plus, évidemment, que les $\frac{n-1}{n}$ de ce qu'elles seraient pour une surface unique, les frottements le long des flancs étant réduits, de leur côté, à $\frac{1}{n}$ de ce qu'ils seraient. Mais comme

la fraction $\frac{n-1}{n}$ tend rapidement vers l'unité quand n augmente, il n'y a pas nécessité d'accroître par trop le nombre des surfaces juxtaposées. La pratique et des raisons de construction ont ramené à limiter à 6, ou 7, l'*envergure relative* d'une surface portante, c'est-à-dire le rapport de son envergure à sa profondeur.

Creusons, maintenant, notre surface matérielle ou, plutôt, donnons à sa surface ventrale, sans en changer l'aire, la forme d'un cylindre à faible courbure. Le simple examen de ce qui va se passer pour les filets d'air qui vont être attaqués par le segment antérieur OA (fig. 26), O étant le point dont la tangente est parallèle à la corde AD , nous montre que si la composante de soulèvement relative à ce segment est certainement plus faible que si tous ses éléments étaient inclinés du même angle (et, encore, faut-il tenir compte que, dans cette partie, les filets d'air,

après leur choc, se génèrent moins les uns les autres que si OA était plan), en revanche elle est plus rapprochée de la verticale, ce qui, pour ce segment, diminue le rapport ρ . Il est vrai qu'en ce qui concerne le segment postérieur OD , quoique l'inclinaison de ses éléments soit supérieure à celle des éléments antérieurs, la résultante

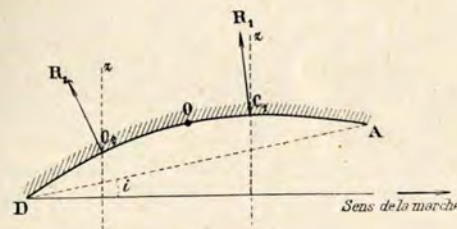


FIG. 26.

tante R_2 est peut-être inférieure à ce qu'elle devrait être, à cause des filets d'air supérieurs que la réflexion contre la surface a rabattus; en tout cas, cette résultante fait avec la verticale un angle qui la rend plutôt nuisible. Puis, le segment OD se prêterait volontiers, évidemment, à la production, par sa forme même, d'une *poche d'air comprimé*, située à sa partie postérieure, poche correspondant à un travail perdu et, par suite, équivalent à une augmentation de la résistance à la traction. Quant au centre de poussée C , résultante des centres C_1 et C_2 , il est clair qu'il se trouvera toujours plus rapproché du bord A que du centre de figure O .

De cette analyse résulte, en définitive, qu'il semble rationnel, au lieu de donner à la base AA'DD' une courbure uniforme, de la creuser suivant une *spirale*, ou, du moins, suivant une courbe, telle que AaD (fig. 27), dont le rayon de courbure va progressivement en croissant de A en D, la seconde moitié OD de la courbe ayant dès lors pour effet, non seulement de faciliter

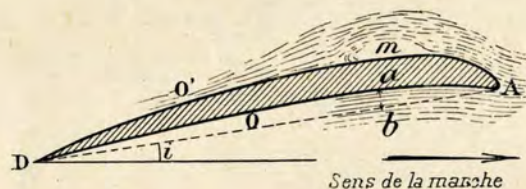


FIG. 27.

l'écoulement des filets fluides qui ont agi sur la partie AO, mais encore de donner naissance à une résistance normale, moins grande peut-être que tout à l'heure, mais plus rapprochée de la verticale et, par conséquent, plus propre à diminuer le rapport ρ . En somme, la surface inférieure d'une bonne surface portante doit avoir, à peu près, la même forme que sa surface supérieure, et c'est à quoi l'on se conforme dans la pratique où ces deux surfaces, d'abord séparées, se confondent graduellement pour n'en former qu'une seule, en ce sens que, tout près du bord de sortie, elles ne sont plus séparées l'une de l'autre que par l'épaisseur de l'étoffe employée dans leur construction.

Quant à la valeur de la flèche ab , ou, plutôt, quant à la valeur du rapport $\frac{ab}{AD}$ qui fournit la meilleure valeur de ρ , l'expérience n'a encore rien pu fixer, ce rapport variant de $\frac{1}{20}$ à $\frac{1}{30}$ pour des appareils qui ont également bien volé ou, ce qui est plus exact, qui ont également bien plané (¹). Très probablement, la flèche ab doit être relativement d'autant plus petite que la vitesse de régime est plus grande et, avec les grandes vitesses, c'est-à-dire au-dessus de 50 mètres, les surfaces portantes se réduiront peut-être à des plans minces, sauf à l'avant, bien entendu.

Reste maintenant que le rapport ρ a été réduit autant que possible, à définir ce qu'on doit entendre désormais par *angle d'attaque* et à chercher, ensuite, la meilleure valeur à lui donner, celle qu'on appelle l'*angle optimum*.

D'ordinaire, l'angle d'attaque est défini par l'angle i de la corde AD avec l'horizon (fig. 27). Mais, comme le fait remarquer R. Soreau, cette définition est mauvaise et doit, évidemment,

(¹) Lilienthal a trouvé, dans ses expériences, que la flèche qui donnait le meilleur rapport des composantes était, avec la vitesse obtenue et l'angle d'attaque employé, le $\frac{1}{18}$ ou le $\frac{1}{20}$ de la corde, la composante de soulèvement P étant inclinée sur l'avant de la perpendiculaire à cette corde, d'un angle dont il donne la valeur dans ses Tables. Ces valeurs du rapport $\frac{ab}{AD}$ ont été légèrement réduites à la suite de recherches ultérieures.

être remplacée par la suivante : l'angle α dont il faut faire tourner la surface matérielle pour passer de la position fictive pour laquelle elle ne donne aucune sustentation à celle pour laquelle elle est *efficace*. Seulement, comme dans les appareils actuels, la différence entre α et i ne dépasse certainement pas $1^{\circ},5$, nous admettrons, pour tout ce qui va suivre, que

$$\alpha = i.$$

Quant à la meilleure valeur à donner à l'angle i , c'est-à-dire quant à la valeur qui se prête le mieux à une bonne utilisation de la force motrice mise à la disposition de l'aviateur, il va de soi que l'angle optimum ne doit pas être trop grand, si l'on veut que la surface portante conserve ses qualités de bon projectile ; qu'il ne doit pas être trop petit, si l'on ne veut pas entraver la sustentation. Mais les formules précédentes ne peuvent pas nous le fournir, car elles ne s'appliquent qu'au cas d'une surface efficace plane. Il faut donc, pour le fixer, avoir recours à l'expérience.

Le moyen le plus simple est de transformer l'aéroplane en *planeur*, c'est-à-dire de le faire descendre d'une certaine hauteur, moteur arrêté, et de chercher par tâtonnements ⁽¹⁾ quel angle d'attaque il faut donner à sa surface portante, si c'est un monoplan, à ses surfaces portantes, si

⁽¹⁾ Ces essais se font en déplaçant plus ou moins le centre de gravité de l'appareil, de façon à faire varier l'angle d'attaque. (Voir 2^e Partie, Chap. v.)

c'est un multiplan, pour que, l'*abatée* une fois effectuée, il descende avec la pente minimum, c'est-à-dire en utilisant le mieux possible, au point de vue translation, la force motrice à laquelle seule il est alors soumis, la pesanteur. On trouve alors, pour l'angle cherché, une valeur variant entre 4° et 8° (chez les oiseaux, l'angle d'attaque, dans le vol plané, est encore plus petit).

Il va de soi que tous les organes de l'aéroplane, gouvernails, ailes d'hélices, etc., dont le jeu repose sur les mêmes principes que celui des surfaces portantes, doivent avoir, à très peu près, la même forme que ces dernières, c'est-à-dire celle qui caractérise le bon projectile ⁽¹⁾. Mais il va de soi aussi que pour toutes ces surfaces matérielles, le coefficient K ne peut être le même que pour une surface plane telle que la surface $AA'DD'$ (fig. 25), et cela d'autant plus que l'expérience montre que la surface dorsale $AO'D$ joue, elle aussi, un certain rôle comme surface sustentatrice, les filets d'air qui la contournent engendrant dans la région m un vide qui, par suite de l'*aspiration*, favorise la sustentation (fig. 27).

Soit K' ce nouveau coefficient. Il doit, évidemment, être fonction de K , de l'envergure et des autres particularités de forme dont on vient

⁽¹⁾ Remarquons que l'aile des oiseaux est développée en envergure (l'envergure relative d'un faucon, oiseau de grand vol, est comprise entre 6 et 7) ; qu'elle est épaisse au bord antérieur, d'une élasticité graduellement croissante du bord antérieur au bord postérieur, élasticité grâce à laquelle, sous la pression de l'air, elle prend très probablement la forme d'une *spirale*.

de voir l'importance. Mais, actuellement, ni ces particularités, ni la vitesse ne varient beaucoup d'un appareil à l'autre.

Admettons, étant donné la petitesse de la flèche ab , que la formule d'Eiffel soit applicable à la surface portante *tout entière*, c'est-à-dire admettons que l'on puisse poser encore :

$$R_t = K'SV^2 \frac{i}{30},$$

d'où

$$P = K'SV^2 \frac{i}{30} \cos i.$$

En s'adressant aux appareils actuels, on obtient

$$K' = 0,19 \text{ environ,}$$

valeur correspondant, à très peu près, à la moyenne de celles que le capitaine Lucas-Girardville a déterminées en étudiant une douzaine de glissades effectuées par les frères Wright sur un planeur de leur construction. Nous admettrons, alors, pour les aéroplanes les formules :

$$R_t = 0,19SV^2 \frac{i}{30}, \quad (1)$$

$$P = 0,19SV^2 \frac{i}{30} \cos i. \quad (2)$$

Quant à la force de traction, il faut tenir compte, maintenant, de ce fait que, jusqu'à présent, nous avons supposé la masse de l'aéroplane concentrée tout entière à son centre de poussée, ce qui, évidemment, n'est pas, mais n'infirme d'ailleurs, en rien, les résultats que nous venons

d'acquérir. Or, en réalité, un aéroplane est un système indéformable composé : 1° d'une ou plusieurs surfaces portantes (voilure, ailes) ; 2° d'une *nef* constituée par l'ensemble des organes qui n'ont aucune fonction de sustentation, et comprenant, par suite, non seulement la *nacelle* (fuselage, corps fuselé), quand il y en a une, mais encore le moteur, le propulseur, l'aviateur, les organes d'équilibre, etc. Forcément, l'ensemble de toutes ces masses oppose à l'air une certaine résistance qu'on peut, évidemment, remplacer par celle d'une certaine *surface fictive* S' , plane, normale à la marche, surface qui n'est pas, nécessairement, la projection sur le plan perpendiculaire à la trajectoire de l'ensemble des différentes parties de la nef ⁽¹⁾, et qui oppose à la translation une résistance $f' = KS'V^2$, K étant le coefficient donné plus haut. Par suite, f désignant la force de traction correspondant aux surfaces portantes, ρ le rapport des composantes, la valeur réelle de la force de traction est, non pas $f = P\rho$, mais

$$F = f + f' = P\rho + KS'V^2,$$

ou

$$F = 0,19SV^2 \frac{i}{30} \sin i + 0,07S'V^2. \quad (3)$$

On se trouve ainsi en face du problème suivant : déterminer la valeur, non pas du rapport ρ , mais du rapport

$$\frac{F}{P} = r,$$

(¹) Voir l'Appendice, Note IV.

dit *rapport des composantes de l'appareil*. C'est possible, grâce à la formule suivante, formule d'après laquelle lorsqu'un aéroplane donné est transformé en planeur ⁽¹⁾, l'angle γ de la pente qu'il descend, angle facile à mesurer, est relié au rapport r par la relation

$$\operatorname{tg} \gamma = r. \quad (4)$$

Mais la formule de la puissance, elle aussi, doit être transformée, car il est nécessaire de tenir compte des *pertes de travail* par transmission et par transformation du travail de rotation de l'arbre du moteur en travail de poussée.

Englobons ces pertes dans un seul coefficient n qu'on pourra déterminer expérimentalement pour chaque type d'appareil. Le travail de traction nécessaire sera alors :

$$\mathcal{C} = rPVn, \quad (5)$$

ou, en transformant les kilogrammètres-seconde en *chevaux* ou en *horse-power* ⁽²⁾,

$$\mathcal{Q} = \frac{1}{75} rPVn,$$

formule qui montre l'importance immense du rapport r au point de vue des économies que l'on peut

⁽¹⁾ Voir *le Navire aérien*, par L. Marchis (H. Dunod et Pinat, édit.).

⁽²⁾ Le *horse-power* (H. P.) vaut, à peu près, 1 cheval-vapeur, et 1 cheval-vapeur = 75 kilogrammètres-seconde.

faire sur la puissance nécessaire pour obtenir la translation en même temps que la sustentation. Actuellement, n varie entre $\frac{10}{6}$ et $\frac{10}{7}$; mais si l'on emploie une hélice à grande vitesse et à diamètre relativement petit, il faut poser $n = \frac{10}{7}$ ⁽¹⁾. Quant à r , il varie, dans les aéroplanes construits jusqu'ici, entre $\frac{1}{5}$ et $\frac{1}{7}$ ⁽²⁾. En fin de compte, nous arrivons, pour les aéroplanes actuels, avec leurs vitesses propres (16 à 25 m/s), leurs angles d'attaque (4 à 8°), aux *trois formules fondamentales* :

$$(A) \dots\dots\dots \begin{cases} P = 0,19SV^2 \frac{1}{30}, \\ F = rP, \\ \mathcal{Q} = \frac{1}{75} rPVn, \end{cases}$$

formules dans lesquelles S est exprimée en mètres carrés, V en mètres, F et P en kilogrammes et \mathcal{Q} en chevaux-vapeur ou *horse-power*.

Arrêtons-nous un peu sur la première.

⁽¹⁾ Voir l'*Hélice*, Chap. iv.

⁽²⁾ $\frac{1}{5}$ dans les appareils très résistants à la traction : appareils cellulaires à empennages et à châssis, tels que l'ancien *Voisin*; $\frac{1}{5,5}$ dans le moderne *H. Farman* (type réduit); $\frac{1}{6}$ dans les appareils moins résistants : monoplans à empennages développés et à châssis lourds, tels que le *Blériot*; $\frac{1}{7}$, et

Elle montre, ce que nous avons admis implicitement jusqu'ici comme évident, qu'un aéroplane de poids P et de surface portante d'aire S étant donné, il ne peut y avoir, pour un angle i donné, qu'une seule valeur de la vitesse lui permettant la marche en palier, d'où sa dénomination de *vitesse de régime de l'angle i* , valeur donnée par la relation

$$V = \sqrt{\frac{P}{0,19S \frac{i}{30}}}$$

Tout appel fait au moteur pour augmenter cette vitesse n'aurait d'autre effet que d'augmenter la composante de soulèvement et, par suite, de donner à la machine volante un mouvement ascendant suivant une ligne oblique, tandis que toute diminution dans l'énergie fournie par le moteur fera descendre la machine vers le sol. Ceci posé, la formule montre, en outre, que la vitesse de régime étant proportionnelle à la racine carrée du poids à soulever, si l'on vient à aug-

même moins, dans les appareils tels que le *Wright*, où les châssis et les empenages sont réduits ou supprimés, ou, encore, dans certains appareils très soignés, et, cependant, offrant peu de résistance, tels que le monoplan *Nieuport*, le biplan *Bréguet*, etc.

Quant à n , sa valeur, pour le *Wright*, est $n = \frac{10}{6,5}$ environ. Pour les appareils où l'hélice est en prise directe, on peut admettre que $n = \frac{10}{6}$, en moyenne.

menter ce poids (en admettant, par exemple, un voyageur de plus dans l'aéroplane), il est de toute nécessité de faire appel au moteur pour augmenter convenablement cette vitesse, tandis que si, pour une raison quelconque, le poids soulevé vient à diminuer, il faudra, si on veut continuer à marcher en palier, demander au moteur moins de travail, ou bien diminuer, *en marche*, l'angle d'attaque par la manœuvre opportune de l'équilibreur.

Quant aux *contours* adoptés pour les surfaces sustentatrices et autres, ils varient tellement d'un aéroplane à l'autre et leur rôle est encore si peu connu, que nous nous abstiendrons de nous étendre sur ce sujet. Généralement, les contours adoptés, ou, pour être plus précis, ceux des surfaces alaires considérées en projection horizontale, sont des rectangles dont les angles sont arrondis, au moins les angles postérieurs, à moins qu'on ne les tranche purement et simplement. Toutefois le trapézoïde, le trapèze à côtés courbes, sont assez fréquemment employés.

REMARQUE. — Parmi toutes les vitesses de régime que l'on peut obtenir en faisant varier i , et, par conséquent, P , deux sont utiles à considérer.

La formule (3) peut s'écrire :

$$F = \frac{P}{\cos i} \left(\sin i + \frac{0,07S'}{0,19S \frac{i}{30}} \right)$$

Supposons, toujours, i très petit. Alors $\cos i = 1$,
 $\sin i = \frac{\pi i}{180}$, et cette formule devient

$$F = P \left(\frac{\pi i}{180} + \frac{0,07 S'}{0,19 S \frac{i}{30}} \right).$$

Le produit des deux termes de la parenthèse étant constant, F sera *minimum* lorsque ces deux termes seront égaux, c'est-à-dire pour une valeur i_1 de i , exprimée en degrés, ayant pour expression

$$i_1 = \sqrt{\frac{5400 \times 0,07}{0,19 \pi} \cdot \frac{S'}{S}}.$$

La valeur de F qui correspond à cet angle i_1 est alors

$$F_1 = P \times \frac{\pi i_1}{90}.$$

Le rapport des composantes correspondant est

$$r_1 = \frac{F_1}{P} = \frac{\pi i_1}{90},$$

et la vitesse correspondante

$$V_1 = \sqrt{\frac{P}{0,19 S \frac{i_1}{30}}}.$$

Cette vitesse V_1 , appelée *vitesse d'envolée*, est la plus convenable pour un aéroplane (quand les limites imposées au poids du moteur lui permettent d'atteindre la puissance nécessaire) parce que, à dépense égale d'essence, elle permet, évidemment, les plus longs parcours.

On verrait de même, en opérant sur \mathfrak{C}' au lieu d'opérer sur F et en procédant d'une manière analogue, qu'il existe une vitesse V_2 , correspondant à un angle d'attaque i_2 , vitesse dite *vitesse d'allègement*, qui permet le vol avec le minimum de puissance. Cette vitesse est encore donnée par la formule

$$V_2 = \sqrt{\frac{P}{0,19 S \frac{i_2}{30}}},$$

les deux angles i_1 et i_2 étant, d'ailleurs, reliés par la relation, facile à établir :

$$\sin i_2 = \sqrt{3} \times \sin i_1.$$

Mais tandis que la vitesse d'envolée correspond au cas où la traction est minimum, c'est-à-dire au cas où la résistance de la nef est égale à celles des surfaces portantes, la vitesse d'allègement correspond, comme il serait facile de le démontrer, au cas où la résistance de la nef égale le tiers de celle des surfaces portantes. Seulement l'angle i_2 que donne alors le calcul est trop fort pour que les formules (A) données plus haut puisse le fournir avec une approximation suffisante, et cette observation s'applique à V_2 . Par conséquent, la valeur que l'on trouverait en faisant le calcul de cette dernière grandeur ne doit être considérée que comme une *valeur limite* de la vitesse, valeur au-dessous de laquelle le vol est impossible.

IV. Reste cependant, encore, à *définir* exactement ce qu'on doit entendre par *aire* des surfaces portantes d'un aéroplane.

Pour un *monoplan*, la question ne se pose même pas.

Mais pour un *biplan* et, plus généralement, pour un *multiplan*, entrent en jeu les *remous*

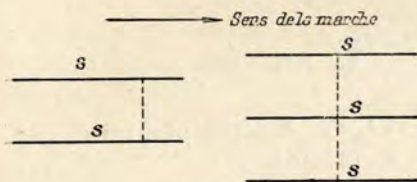


Fig. 28.

d'air que produisent l'influence réciproque des surfaces portantes et, surtout, les *liaisons* particulières qu'elles nécessitent leur

accouplement, au moins pour certains types d'aéroplanes.

Il est *prudent* d'admettre que toute surface placée au-dessus d'une autre perd de son *pouvoir portant*, et, si elle est placée *tout entière* au-dessus de cette autre, de multiplier, pour avoir réellement la *surface utile*, son aire par 0,9. De même, il est *prudent* de multiplier par 0,7 l'aire d'une surface qui « travaille dans les remous de la précédente », c'est-à-dire est placée en entier dans le prolongement d'une autre ⁽¹⁾. Par suite,

⁽¹⁾ Langley avait trouvé que deux surfaces A et B *exactement superposées* peuvent, sans inconvénient, être rapprochées jusqu'aux $\frac{2}{3}$ de leur profondeur; que deux surfaces A et B *successives*, c'est-à-dire placées en série (en tandem), peuvent être rapprochées jusqu'à une distance égale à trois fois leur profondeur. En ce qui concerne ce

l'aire d'une surface qui, étant superposée à une autre, se trouve en arrière d'une autre, doit être multipliée par $0,9 \times 0,7$. Ainsi, dans le cas de la figure 28, qui représente un triplan muni, à l'arrière, de deux surfaces portantes superposées ⁽¹⁾, si l'on suppose que les cinq surfaces portantes ont même étendue *s*, la surface utile de la voilure sera

$$S = (s + 0,9s + 0,9s + 0,7s + 0,7 \times 0,9s) \\ = 4,13s \text{ environ au lieu de } 5s.$$

V. 1° Formulaire :

$$P = 0,19SV^2 \frac{i}{30} = \frac{Q \cdot 75}{Vrn}; \quad F = Pr;$$

$$\mathfrak{C} = rPVn; \quad Q = rPVn \frac{1}{75} = \mathfrak{C} \frac{1}{75};$$

$$V = \sqrt{\frac{P}{0,19S \frac{i}{30}}} = \sqrt[3]{\frac{F}{0,19S \frac{i}{30} r}} = \sqrt[3]{\frac{Q \cdot 75}{0,19S \frac{i}{30} nr}}.$$

dernier point, Canovetti est arrivé à un résultat identique et il admet même qu'à une distance égale à une fois et demie la profondeur, l'influence de la surface avant est déjà sensiblement diminuée. Toutefois les études faites sur les aéroplanes actuels ne semblent pas confirmer tout à fait ces conclusions.

⁽¹⁾ Désormais, pour plus de simplicité dans l'exposition, les surfaces matérielles seront représentées et considérées comme des *plans minces*. Le lecteur pourra, facilement, s'assurer par lui-même que cette manière de procéder ne peut, en aucune façon, influencer sensiblement les résultats que l'on obtiendra par la suite.

Utilisation de la puissance :

$$U = \frac{P}{C} = \frac{1}{rVn}.$$

Poids p soulevé par HP :

$$p = \frac{75}{Vrn}.$$

Vitesse d'envolée (V_1 ; r_1 ; i_1) :

$$V_1^2 = \frac{P}{0,19S \frac{i_1}{30}}; \quad i_1 = \frac{90}{\pi} r_1;$$

$$Q = \frac{1}{75} r_1 P V_1 n.$$

2° Appliquons maintenant ces formules à quelques cas particuliers :

1° BIPLAN WRIGHT (type ancien)

a) Cas de l'appareil monté par le pilote

Calcul de S :

Biplan unique.....	Surface supérieure :	
	$12,5 \times 2 \times 0,9 \dots$	22,5
	Surface inférieure :	
	$12,5 \times 2 \dots$	25
Équilibreur biplan ⁽¹⁾ .	Surface supérieure :	
	$4 \times 0,85 \times 0,9 \dots$	3,06
	Surface inférieure :	
	$4 \times 0,85 \dots$	3,40
S.....		54,46

$$P = 420; \quad i = 4^{\circ},5; \quad r = \frac{1}{7}; \quad n = \frac{10}{6,5};$$

⁽¹⁾ L'équilibreur ayant, généralement, en vol, un angle moyen positif, constitue une surface portante.

Les formules précédentes donnent :

$$V = \sqrt{\frac{420}{0,19 \times 54,46 \times \frac{4^{\circ},5}{30}}} = 16,4 \text{ m/s} = 59 \text{ kilomètres};$$

$$Q = \frac{420 \times 16,4 \times 10}{75 \cdot 6,5 \cdot 7} = 20 \text{ HP.}$$

(b) Cas de l'appareil monté par le pilote et un passager

$$P = 500: V = \sqrt{\frac{500}{0,19 \times 54,46 \times \frac{4^{\circ},5}{30}}} = 18,2 \text{ m/s} = 65^{\text{km}},5;$$

$$Q = \frac{500 \times 18,2 \times 10}{75 \times 6,5 \times 7} = 26 \text{ HP.}$$

2° BIPLAN VOISIN (type ancien)

Calcul de S :

Biplan AV.....	Surface supérieure :	
	$10 \times 2 \times 0,9 \dots$	18
	Surface inférieure ⁽¹⁾ :	
	$2(4,6 \times 2) \dots$	18,4
Biplan AR.....	Surface supérieure :	
	$0,7 \times 0,9 \times 2,5 \times 2$	3,15
	Surface inférieure :	
	$0,7 \times 2,5 \times 2 \dots$	3,50
Équilibreur		4,20
TOTAL S.....		47,25

$$P = 600; \quad i = 6^{\circ}; \quad r = \frac{1}{5}; \quad n = \frac{10}{6};$$

$$V = \sqrt{\frac{600}{0,19 \times 47,25 \times \frac{6^{\circ}}{30}}} = 18,3 \text{ m/s} = 65^{\text{km}},9;$$

$$Q = \frac{600 \times 18,3 \times 10}{75 \times 5 \times 6} = 48,8 \text{ HP.}$$

⁽¹⁾ La surface inférieure est formée de deux parties séparées par le fuselage.

3° BLÉRIOT XI

(Monoplan, traversée de la Manche)

Ailes.....	16 m ²
Équilibreur.....	2 m ²
S.....	18 m ²

$$P = 325; \quad i = 7^{\circ},5-8^{\circ}; \quad n = \frac{10}{6}; \quad r = \frac{1}{6}:$$

$$V = \sqrt{\frac{325}{0,19 \times 18 \times \frac{7,6}{30}}} = 19,2 \text{ m/s} = 69 \text{ kilomètres};$$

$$\Phi = \frac{325 \times 19,2 \times 10}{75 \times 6 \times 6} = 23 \text{ HP.}$$

4° ANTOINETTE VII

(Monoplan, traversée de la Manche)

a) Monté par une personne

Ailes.....	32 m ²
Équilibreur (1).....	4 m ²
S.....	36 m ²

$$P = 600(1); \quad i = 6^{\circ},5; \quad n = \frac{10}{6}; \quad r = 6,5:$$

$$V = \sqrt{\frac{600}{0,19 \times 36 \times \frac{6,5}{30}}} = 20,0 \text{ m/s} = 72 \text{ kilomètres.}$$

$$\Phi = \frac{600 \times 20 \times 10}{6 \cdot 6,5 \cdot 75} = 42 \text{ HP.}$$

(1) L'empennage ne constitue pas une surface portante.

b) Cas de l'appareil monté par deux personnes

$$P = 675: V = \sqrt{\frac{675}{0,19 \times 36 \times \frac{6^{\circ},5}{30}}} = 21,8 \text{ m/s} = 78 \text{ km.}$$

$$\Phi = \frac{675 \times 21,8 \times 10}{6 \times 6,5 \times 75} = 50 \text{ HP.}$$

5° BIPLAN H. FARMAN (type réduit)

Calcul de S :

	Surface supérieure :	
Biplan AV.....	10 × 2 × 0,9....	18
	Surface inférieure :	
	6 × 2.....	12
	Surface supérieure :	
Biplan AR.....	0,7 × 0,9 × 2 × 2	2,6
	Surface inférieure :	
	0,7 × 2 × 2.....	2,8
TOTAL S.....		35,4

$$P = 400; \quad i = 5^{\circ}; \quad r = \frac{1}{5,5}; \quad n = \frac{10}{6}.$$

$$V = \sqrt{\frac{400}{0,19 \times 35,4 \times \frac{5^{\circ}}{30}}} = 19 \text{ m/s} = 68 \text{ km},5;$$

$$\Phi = \frac{400 \times 19 \times 10}{6 \times 5,5 \times 75} = 31 \text{ HP.}$$

REMARQUE. — Les valeurs de V et de Φ ainsi obtenues concordent, aussi bien que possible, avec les valeurs réelles observées ou mesurées.

(1) Avec réserves pour 3 heures de marche.

CHAPITRE II

Dynamique de l'aéroplane

I. Quand un aéroplane, une fois dans l'espace, a pris sa vitesse de régime V et se meut, alors, horizontalement, si l'air ambiant est *calme*, c'est-à-dire *ou* au repos absolu *ou* animé, dans toute son étendue, d'un mouvement de translation uniforme de vitesse v , tous les organes de l'appareil se comportant, évidemment, de la même façon dans l'air calme animé de ce mouvement que dans l'air calme au repos, cette vitesse de régime V ou *vitesse propre* de l'aéroplane, ne peut pas varier.

Ce point établi, considérons le cas où le mouvement d'air en question constitue ce que nous appellerons un *vent normal*, c'est-à-dire considérons le cas où le vent est parallèle au plan de symétrie de l'aéroplane. Supposons d'abord le vent normal *horizontal* : il est clair, maintenant, que si ce vent est un *vent debout* (vent AV), l'appareil éprouvera une *dérive longitudinale arrière*, c'est-à-dire en sens inverse de son mouvement de translation, et que, par suite, la *vitesse absolue* de l'aéroplane, c'est-à-dire sa vitesse par rapport au sol, sera égale seulement à $V - v$,

la dérive longitudinale devenant *avant* si le vent est *arrière* (vent AR) et, par suite, dans ce cas, la vitesse absolue devenant $V + v$. Par exemple, si l'aéroplane a une vitesse propre de 15 mètres par seconde et que celle du vent soit de 6 mètres, il aura, par rapport au sol, une vitesse de 9 mètres seulement si le vent est AV, de 21 mètres au contraire, si le vent est AR.

On voit aussi que lorsque, au moment de l'envolée, le vent est AR, l'aéroplane, pour prendre son essor, devra acquérir une vitesse propre égale à $V + v$, tandis que si le vent est AV, une vitesse propre égale à $V - v$ suffira, d'où il résulte qu'au moment de l'envolée, il est convenable de s'arranger de façon à avoir vent debout. précaution presque indispensable, on le conçoit aisément, lors de l'atterrissage. Remarquons encore que si, par le vent AV, on avait $v = V$, l'aéroplane s'enlèverait sur place, et qu'il pourrait même arriver qu'il s'envolât à rebours, si v était plus grand que V .

Que si, maintenant, le vent, supposé toujours horizontal, possède une direction et une vitesse quelconques, tout se passe pour une machine volante (ornithoptère, hélicoptère, aéroplane, dirigeable) comme pour un bateau, qui, entraîné par ses rames, navigue dans le courant calme d'un *grand fleuve* : par rapport aux rives, sa vitesse absolue est toujours, en intensité et en direction, en vertu du grand *principe de la relativité*, la *résultante* de la vitesse imprimée au bateau par les rames et de la vitesse de l'eau. Par

conséquent, en règle générale, la vitesse d'un aéroplane est toujours, en intensité et en direction, par rapport au sol, la résultante V_1 des deux vitesses V et v (fig. 29) ou, si l'on veut, sa *dérive* (toujours dans le cas examiné en ce moment), est la résultante des deux dérives, *longitudinale* et *transversale*, qu'engendre le vent horizontal

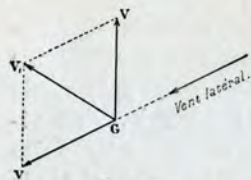


FIG. 29.

considéré, vent qu'on peut toujours regarder lui-même comme la résultante d'un vent normal horizontal et d'un vent horizontal perpendiculaire à la marche de l'aéroplane. Cependant, au voisinage du sol, par suite

des *remous* inévitables, cette règle n'est pas directement applicable.

Dans le cas d'un vent de direction quelconque, ce vent pouvant être regardé, en direction et en vitesse, comme la résultante de trois vents, l'un parallèle à l'axe de l'aéroplane, l'autre perpendiculaire à cet axe, mais horizontal, le troisième vertical, ascendant ou descendant, il est évident que la dérive correspondante de l'aéroplane, dérive ascendante ou descendante, sera la résultante des trois dérives longitudinale, transversale et verticale, correspondant aux trois vents composants. Mais il est clair que, dans ce cas, la complication des phénomènes rend difficile tout calcul relatif à la vitesse absolue.

Il n'en est pas moins vrai que, dans le cas le plus fréquent, celui d'un vent horizontal, il est

essentiel de ne pas oublier les principes qui viennent d'être exposés dès qu'on parle de *vitesse* en Aéronautique, qu'il s'agisse d'un aéroplane ou de tout autre machine volante. De là, la nécessité, pour apprécier avec exactitude les services que peut rendre une machine volante, quelle qu'elle soit, de s'informer des *lois du régime des vents* dans les contrées où cette machine est appelée à voler, et, en premier lieu, de la *loi du régime des vitesses du vent*. Il est évident, en effet, que pour pouvoir aller, à coup sûr, de A en B, par vent horizontal quelconque ⁽¹⁾, il faut qu'on ait

$$V > v,$$

et, si le vent est latéral, faire, au moment du départ, avec la direction AB un *angle de dérive* θ (fig. 30) tel que la résultante V_1 des vitesses V et v se trouve sur le chemin à parcourir ⁽²⁾.

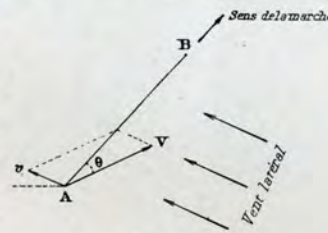


FIG. 30.

II. Considérons un aéroplane en marche dans un air calme, c'est-à-dire dans un air au repos ou animé d'un vaste mouvement de translation parfaitement uniforme; et pour ne pas compliquer inutilement notre exposé, supposons, d'abord, ce

⁽¹⁾ Voir 2^e Partie, Chap. VI.

⁽²⁾ Pour le *virage*, Chap. IV.

mouvement, s'il existe, *horizontal* et, par conséquent, parallèle à la trajectoire de l'aéroplane.

La marche de l'appareil étant uniforme, il est soumis, on l'a vu plus haut, à un système de quatre forces, égales et parallèles deux à deux : d'un côté son poids P et la poussée P' , de l'autre la force de traction F et la résistance à la traction F' . Admet-

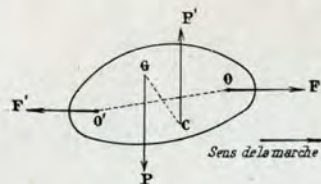


FIG. 31.

tons que les points d'application de ces forces soient répartis, à l'origine, d'une façon quelconque, comme dans la figure 31 : soit G le centre de gravité, C le centre de sustentation, O le point d'application de la traction, ou *centre de traction*, point qu'on peut considérer comme coïncidant avec le centre de l'hélice, O' le *centre de résistance à la traction*, c'est-à-dire le centre des forces, parallèles à la marche mais de sens contraire, engendrées par la résistance à l'avancement des différentes parties de l'aéroplane, surfaces portantes comprises. Il est évident que, dans ces conditions, le couple (P, P') fera tourner l'aéroplane jusqu'à ce que le centre de gravité G se trouve au-dessous et sur la verticale du centre de sustentation C , le couple (F, F') le faisant tourner, en même temps, jusqu'à ce que ces deux forces se trouvent aussi dans le prolongement l'une de l'autre. Par conséquent, un aéroplane doit être construit de façon que son centre de gravité G se trouve sur le prolonge-

ment de la verticale du centre de sustentation C et au-dessous de ce centre, le centre de résistance à la traction O' étant sur le prolongement de la force de traction (fig. 32). Il doit donc être pourvu d'un *plan de symétrie* M , contenant les quatre forces P, P', F, F' , à droite et à gauche duquel se trouvent disposées ses différentes parties, le centre de gravité G devant se trouver à l'avant, puisque le centre de sustentation est nécessairement à l'avant (voir Chap. I). La machine volante se présentera donc, en somme, sous la forme d'un grand oiseau qui, les ailes (simples ou multiples), complètement déployées et immobiles, est en train de planer. Dans ces conditions et, on peut le dire, dans ces conditions seulement, son équilibre peut être *stable*, en ce sens que si le système qu'elle constitue vient à être déplacé *légèrement* de sa position normale, il tendra de lui-même, comme nous allons le démontrer, à y revenir, aussitôt la disparition de la cause qui l'en aura *momentanément* écarté.

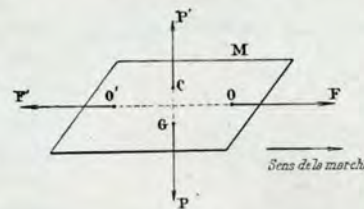


FIG. 32.

Le centre de gravité d'un aéroplane en marche constituant un *centre d'inertie*, c'est-à-dire devant être considéré comme *fixe* par rapport au reste du système, menons d'abord les trois axes rectangulaires Gx, Gy, Gz (fig. 33), le premier, l'axe

longitudinal dirigé dans le sens de la marche, le second Gy , l'axe *transversal* perpendiculaire à Gx , mais horizontal aussi, le troisième Gz , l'axe *vertical*, axes auxquels on peut, évidemment, rapporter tous les mouvements de l'aéroplane autour de son centre de gravité; puis, examinons ce qui se passera ⁽¹⁾ si le vent, tout en restant dans le plan de symétrie, saute, c'est-à-dire change brusquement de direction et devient, momentanément, *ascendant*.

Il est évident que, par suite de ce changement, le centre de sustentation C , sous l'influence du *vent relatif* résultant de la marche de l'aéroplane et du vent ascendant, va brusquement reculer en C' et que l'action du couple de reversement (P, GC', P') que crée, instantané-



FIG. 33.

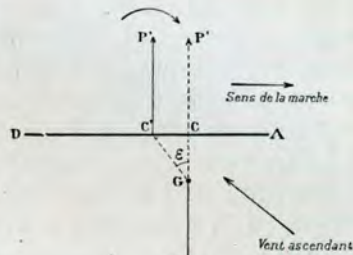


FIG. 34.

⁽¹⁾ On suppose, dans cette étude, l'aéroplane bien *arri-mé*, les voyageurs immobiles et on néglige les variations de poids dues à la dépense de combustible, ainsi que les variations de vitesse dues aux variations de puissance du moteur, variations inévitables, elles aussi.

ment, ce changement de position du centre de sustentation, va faire tourner l'aéroplane autour de son axe transversal GY , dans le sens de la flèche (fig. 34), jusqu'à ce que C' passe par la verticale de G : à ce moment si, comme nous l'avons spécifié tout à l'heure, l'aéroplane n'a été déplacé que *légèrement* de sa position normale, il y aura *équilibre*. Puis, dès que la saute de vent cessera, le centre de sustentation reviendra brusquement en C , et il se formera, alors, un *couple de stabilité* ou *couple de rappel* (P, GC, P') , agissant (fig. 35) dans le sens de la flèche, qui aura pour effet de ramener la surface portante AD à sa position première, et dont le moment, si l'on pose $GC = d$ et qu'on désigne par ε l'angle dont s'est inclinée la surface portante, est donné par la relation :

$$M = Pd \sin \varepsilon,$$

qui montre que la *stabilité* obtenue en plaçant le centre de gravité G au-dessous du centre de sustentation C sera d'autant plus grande, pour une inclinaison donnée ε , que G sera placé *plus bas*. Seulement, en raison des mouvements pendulaires ou *balancements* que tend à faire naître un éloignement trop accentué du centre

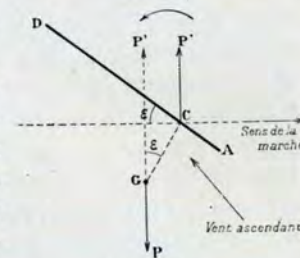


FIG. 35.

de gravité du centre de sustentation, balancements qui, comme les cahots d'une voiture, font perdre de la vitesse, c'est à l'expérience qu'on devra avoir recours pour déterminer la meilleure position à donner à G ⁽¹⁾.

Mais le mouvement de rotation autour de G_y n'est pas le seul effet que produira la saute du vent en question.

Le changement momentané de direction du vent a aussi pour résultat de changer la position du centre de résistance à la traction de la surface fictive S' , plane et verticale, normale à la marche, substituée plus haut au corps de l'aéroplane. Ce centre va évidemment prendre, dans la verticale du point O' (fig. 32) et au-dessous de ce point, une certaine position γ , où sera alors appliquée une force horizontale h , parallèle à F' , que l'on peut remplacer ⁽²⁾ : 1° par un couple passant par O' , qui aura pour effet de faire tourner l'aéroplane de façon à augmenter son inclinaison ; 2° par une force horizontale h de sens contraire à la force de traction F , qui aura pour effet, en augmentant la résistance à la traction F' , de créer un mouvement de *dérive horizontale*, de sens inverse à la marche du système.

De plus, par cela même que le vent normal est devenu momentanément ascendant, la composante de soulèvement P' a augmenté : l'aéroplane

⁽¹⁾ Dans les aéroplanes actuels, le centre de gravité est, en général, très voisin du centre de poussée, quelquefois à quelques centimètres.

⁽²⁾ Voir 3° Partie, Notions de Mécanique.

éprouvera, par suite, une *dérive verticale* de bas en haut, à laquelle s'ajoutera la dérive, très faible, d'ailleurs, que crée l'action de ce vent sur la nef, dont la résistance peut, évidemment, se remplacer par celle d'une *surface fictive*, plane et horizontale (qui n'est pas nécessairement la projection de la nef sur un plan horizontal), et pour laquelle le coefficient de résistance est K .

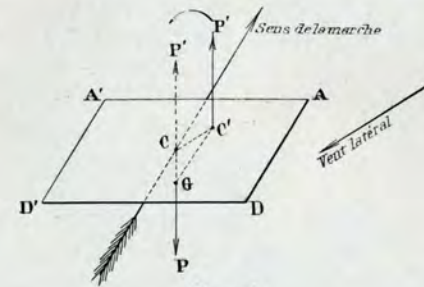


FIG. 36.

Enfin, cette augmentation de la composante de soulèvement a nécessairement pour effet d'entraîner celle de la résistance à la traction de la surface portante, d'où la production d'une *seconde dérive horizontale* qui s'ajoute à celle que nous venons de signaler.

Que si, maintenant, le vent, par suite d'une saute, se transformait momentanément en un *vent latéral horizontal* AV (fig. 36), il nous sera facile d'établir, en raisonnant comme nous venons de le faire, qu'en général, dans ce cas : 1° l'aéroplane, tournant par suite du déplace-

ment latéral du centre de sustentation C, autour de son axe longitudinal Gx , ce mouvement donnera lieu encore à un *couple de rappel* qui tendra à ramener la machine à sa position primitive, couple dont le moment est

$$M' = Pd \sin \epsilon',$$

relation qui donne lieu aux mêmes conclusions et aux mêmes réserves que celles qui ont été formulées tout à l'heure. D'ailleurs, il est évident que, dans ce cas, le déplacement du centre C sera relativement d'autant plus petit que l'*envergure relative* de la surface sera plus faible, d'où l'utilité de limiter l'envergure, condition qui paraît être contraire au bon rendement de la surface et que l'on ne doit donc chercher à satisfaire qu'avec le plus de réserve possible, surtout si l'on réfléchit que les petites envergures diminuent évidemment l'efficacité des moyens propres à assurer l'équilibre transversal, tandis que les grandes envergures augmentent, en somme, l'inertie du système. — 2° Le corps de l'aéroplane donnera naissance à une *résistance latérale*, quel'on peut remplacer par la résistance d'une *surface fictive*, verticale aussi, placée dans le plan de symétrie, résistance qui engendrera une poussée latérale normale à cette surface, poussée à laquelle s'ajoutera la poussée latérale qu'engendre le vent par son action sur la surface portante, la somme de ces deux poussées donnant naissance à une *poussée latérale* L' , appliquée en un certain

point fixe γ' , dit *centre de poussée latérale*, qui ne coïncide pas forcément avec le centre de gravité G. Cette poussée L' tend, évidemment, si on la remplace par le système équivalent d'un couple et d'une force égale et parallèle appliquée en G, à imprimer à l'aéroplane : d'abord un mouvement de rotation autour de son axe vertical Gz (*fig. 33*), mouvement qui diffère des deux mouvements rotatifs signalés plus haut en ce qu'aucun couple ne peut se former qui puisse l'arrêter et ramener l'aéroplane à sa position normale; puis, un mouvement de *dérive latérale*, c'est-à-dire un mouvement horizontal suivant l'axe Gy . — 3° L'action du vent latéral horizontal sur la surface fictive verticale S' engendrera, comme dans le cas précédent, un couple qui, lui aussi, tendra à faire tourner l'aéroplane autour de son axe vertical Gz et une force horizontale, opposée à la traction, qui augmentera, en s'y ajoutant, la résistance F' à la traction et, par conséquent, créera une *dérive longitudinale*, c'est-à-dire un mouvement horizontal suivant l'axe Gx .

Une saute du vent dans une direction absolument quelconque donnerait lieu, évidemment, à des effets du même genre, effets qu'il est aisé de prévoir si l'on remarque qu'en fin de compte, tout se passe d'après ce qui précède :

1° Comme si l'aéroplane, pris dans son entier, était constitué (*fig. 37*) par trois surfaces fictives planes, orthogonales (qui ne sont pas nécessairement les projections des diverses parties de

l'aéroplane sur les trois plans qui contiennent ces surfaces) : la première, X , horizontale, passant par le centre de sustentation C , la seconde, Y , verticale, se confondant avec le plan de symé-

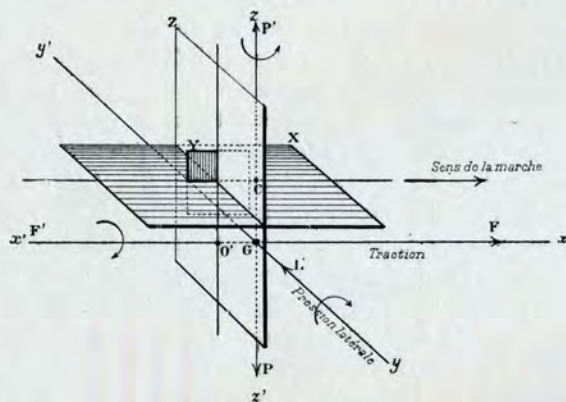


FIG. 37.

trie, la troisième, Z , verticale aussi, passant par le centre de résistance à la traction O' , perpendiculaire à Y ;

2° Comme si, à ces surfaces, étaient appliquées les trois forces de pression, variables en position et en intensité, normales à chacune d'elles, qui agissent ou peuvent agir sur l'aéroplane au point de vue de son équilibre pendant la marche (équilibre dynamique) et de la conservation de sa trajectoire normale, savoir : d'abord la composante de soulèvement P' , perpendiculaire à X , appli-

quée en C ; puis la pression latérale L' , perpendiculaire à Y , appliquée, quand elle existe, au point γ' ; enfin, la résistance à la traction F' , perpendiculaire à Z , appliquée en O' .

On voit alors facilement qu'une saute de vent absolument quelconque donnera lieu, en général : 1° à trois mouvements de rotation autour des trois axes Gx , Gy , Gz , le dernier, seul, ne pouvant pas être compensé par un couple de rappel ; 2° à trois dérives, longitudinale, transversale, verticale, qui se composeront entre elles, comme le font les trois mouvements de rotation et, comme le font d'une façon générale, tous les mouvements considérés jusqu'ici, qui se composent, en outre, avec le mouvement horizontal d'ensemble du système.

Ceci établi, il apparaît clairement que, pour un aéroplane, le *problème de l'équilibre* pendant le vol est un problème double, en ce sens qu'il a pour objet : 1° de ramener instantanément l'aéroplane à sa position normale, malgré les variations incessantes qu'éprouvent les points d'application et les intensités des trois forces P' , F' et L' (cette dernière n'apparaissant que lorsque le vent cesse de souffler parallèlement au plan de symétrie) et, cela, sans attendre l'action des couples de rappel dont il a été question plus haut, action qui pourrait être insuffisante si la saute de vent était par trop accentuée ; 2° d'annuler les trois dérives, longitudinale, transversale verticale, dues, la première aux variations de F' , la seconde à l'apparition de L' , la troisième aux

variations de P' , dérives dont l'importance augmente évidemment aussi avec l'importance des sautes du vent.

Seulement, pour simplifier le problème : 1° nous supposons la force de traction F appliquée, le long de l'axe longitudinal Gx , ce qui revient à la supposer appliquée au centre de gravité G lui-même; 2° nous appuyant sur le théorème de Mécanique invoqué déjà plusieurs fois, nous ramènerons toujours la force P' , quel que soit son point d'application, en C , c'est-à-dire dans la verticale du centre de gravité G , et nous agissons de même envers les forces F et L' , que nous ramènerons toujours toutes les deux, quelle que soit la position de leurs points d'application, au centre de gravité G , en ayant soin, bien entendu, d'introduire, dans le système, trois couples de rotation autour des trois axes Gx , Gy , Gz , correspondant à ces trois forces.

Le problème de l'équilibre pendant le vol se réduit, dans ces conditions, à parer : 1° aux effets produits par les variations d'intensité, seules, des forces P' , F' et L' ; 2° aux changements apportés à la position de l'aéroplane par les trois couples en question, dont chacun, remarquons-le, correspond aux effets ou aux variations des deux forces qui ne sont pas parallèles à son axe.

En ce qui concerne les variations de la résistance à la traction F' , variations qui modifient la vitesse de régime de l'aéroplane en provoquant la dérive longitudinale, il n'y faut pas songer, le

moteur d'un aéroplane étant toujours, même à l'heure actuelle, réglé une fois pour toutes, au moment du départ, de façon à lui donner une vitesse constante, dite *vitesse de régime du moteur* ⁽¹⁾. Mais les variations de P' , l'action de L' , qui provoquent les dérives transversale et horizontale, peuvent être annulées par des modifications de routes produites au moyen d'*organes d'évolution* ou de *dispositifs* spéciaux. Les mêmes organes, les mêmes dispositifs ⁽²⁾, qui consistent en des surfaces dont on peut faire varier à volonté l'angle d'attaque (gouvernails, ailerons, déformation des surfaces) servent aussi à compenser les trois couples de rotation, mais on peut encore en détruire les effets par des *dispositifs automatiques statiques*, les dispositifs *automatiques dynamiques*, si désirés de tous, n'existant guère encore qu'à l'état embryonnaire et préoccupant toujours les chercheurs ⁽³⁾.

⁽¹⁾ Ce réglage dépend, bien entendu, du poids que l'aéroplane doit transporter dans son vol. Toutefois, aujourd'hui, l'aviateur dispose toujours d'un *accélérateur*, à l'aide duquel il peut faire varier la puissance du moteur pendant la marche (voir 2^e Partie, Chap. iv).

⁽²⁾ Ces organes spéciaux servent, somme toute, à ramener le centre de sustentation C dans le prolongement de la verticale du centre de gravité G . La méthode qui consistait, pour arriver à ce résultat, à déplacer le centre de gravité (voir la *Notice historique*), a été abandonnée du jour où un moteur a été appliqué aux aéroplanes, et cela se comprend aisément.

⁽³⁾ Voir l'Appendice de la 2^e Partie, Notes IV et V.

CHAPITRE III

Organes d'évolution et équilibrage
de l'aéroplane

I. Organes d'évolution. — Les organes d'évolution sont : 1° le *gouvernail de direction*; 2° le *gouvernail horizontal*; 3° les *ailerons*. Les dispositifs spéciaux qui peuvent les remplacer consistent uniquement, pour l'instant, dans celui appelé *gauchissement*.

a) *Gouvernail de direction* (*gouvernail vertical, gouvernail*). — Soit Ax l'axe longitudinal d'un aéroplane, G son centre de gravité, A une surface matérielle d'aire s pouvant pivoter autour d'un axe vertical $\tilde{z}\tilde{z}'$ (fig. 38). Supposons que dans ce mouvement le centre de pression A de cette surface ne s'éloigne pas sensiblement de l'axe Ax, et soit : $AG = d$, i l'angle d'attaque de la surface. La résultante, normale à A, de la pression de l'air sur la surface s sera

$$r = K'sV^2 \frac{i}{30} \cos i,$$

V étant la vitesse de régime de l'aéroplane, K' la constante afférente aux surfaces matérielles

construites suivant les règles données plus haut (Chap. 1). Cette surface produira évidemment, par sa rotation, un *moment de rotation* (couple de rotation), donné par la relation :

$$m = K'sV^2 \frac{i}{30} \cos i \cdot d,$$

moment qui aura pour effet de faire tourner l'aéroplane autour de son *axe vertical* Gz et, par consé-

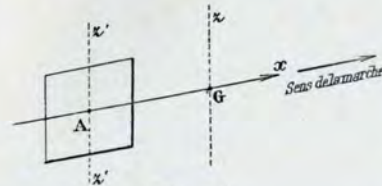


FIG. 38.

séquent, pourra ou compenser un mouvement de conversion de ce système autour de cet axe, ou créer ce mouvement de conversion. Cette rela-

tion montre, d'ailleurs, que l'effet de ce moment augmente : 1° avec l'angle d'attaque jusqu'à 30°, conformément aux observations faites par Joëssel et d'autres sur l'efficacité maxima des surfaces de gouvernail dans les navires; 2° proportionnellement à la distance de la surface matérielle au centre de gravité de l'aéroplane; 3° proportionnellement à l'aire de cette surface, trois conditions qui permettent, en somme, de donner aux gouvernails de direction toute l'efficacité désirable.

Jusqu'à présent, d'ailleurs, on les a placés à l'arrière, de sorte que pour *virer* à gauche, il faut faire pivoter le gouvernail vers la gauche.

la manœuvre inverse déterminant le virage à droite (fig. 39). Il n'y a pas, au fond, de raisons *bien sérieuses* qui empêchent de les placer à

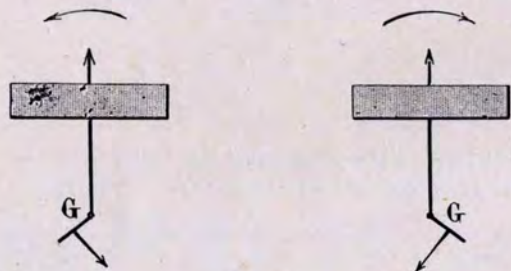


FIG. 39.



FIG. 40.

l'avant, où les mêmes manœuvres donneraient les mêmes résultats (fig. 40).

b) *Gouvernail horizontal (gouvernail de profondeur, équilibreur)*. — Si l'axe $\tilde{x}\tilde{x}'$ est horizontal et parallèle à l'axe transversal Gy de l'aéroplane, le système étudié devient un gouvernail horizontal qui tend à faire tourner l'aéroplane autour de son *axe transversal* et alors

peut servir *soit* à compenser une rotation autour de cet axe, *soit* à créer cette rotation, le résultat de la manœuvre étant, en fin de compte, de faire varier, suivant les besoins, l'angle d'attaque de l'aéroplane qui, pour les mêmes raisons

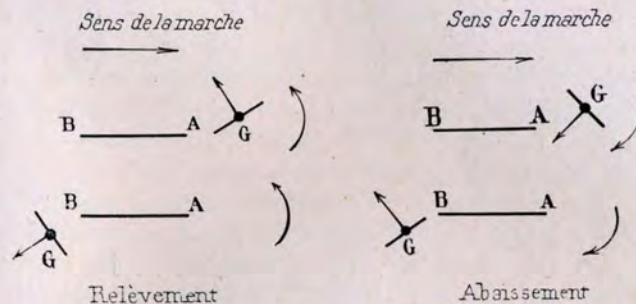


FIG. 41.

FIG. 42.

que tout à l'heure, peut être doué de toute l'efficacité désirable. Pour les mêmes raisons, d'ailleurs, que tout à l'heure, il est facile de rendre l'action de ce gouvernail aussi efficace qu'on peut le désirer.

Reste, maintenant, à décider si l'équilibreur doit être placé à l'avant ou à l'arrière.

Si, pour relever l'avant de l'aéroplane, augmenter par conséquent son angle d'attaque, on se sert d'un équilibreur placé à l'avant, on a, évidemment, l'avantage, en relevant l'équilibreur, d'augmenter du même coup le pouvoir portant de l'ensemble du système; seulement, comme l'équilibreur, l'appareil étant abandonné

à lui-même ne fût-ce qu'un instant, tend à se rapprocher de plus en plus de la position verticale, l'appareil tend à se cabrer de plus en plus, ce qui n'est pas sans danger (fig. 41). Que si, pour obtenir le même résultat, on agit sur un équilibreur placé à l'arrière, on a, évidemment, l'inconvénient de diminuer ainsi le pouvoir portant du système (ce qui va à l'encontre de ce que l'on désire), mais aussi l'avantage d'enrayer le cabrage de l'appareil, l'équilibreur tendant de plus en plus à se rapprocher de la position horizontale à mesure que l'aéroplane se relève (fig. 41).

En raisonnant d'une façon analogue pour le cas où l'on veut abaisser l'avant de l'aéroplane (fig. 42), diminuer, par conséquent, son angle d'attaque, on verrait que la position de l'équilibreur à l'avant présente les mêmes avantages et les mêmes inconvénients que dans le cas précédent, sa position à l'arrière ayant encore l'inconvénient de contrecarrer la manœuvre effectuée.

En résumé, l'équilibreur d'avant (équilibreur *progressif*), plus actif que l'équilibreur d'arrière (équilibreur *régressif*), est aussi d'un emploi plus dangereux.

Il est vrai que dans les appareils à queue, les phénomènes précédents peuvent être regardés comme négligeables, de sorte qu'on peut placer, à volonté, l'équilibreur soit à l'avant, soit à l'arrière. Néanmoins, l'emploi de *deux équilibreurs conjugués* (double équilibreur) placés symétriquement l'un à l'avant, l'autre à l'arrière (fig. 43),

dont l'effet est *constant* pendant la manœuvre, semble indiqué dans toutes les machines volantes.

REMARQUE 1. — On peut évidemment répéter, à propos du gouvernail vertical, ce que nous

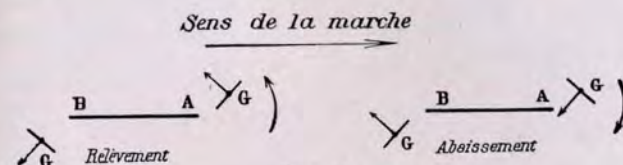


FIG. 43.

venons de dire sur le gouvernail horizontal. Par suite, l'emploi de *gouvernails de direction conjugués*, comme ceux dont on use dans les torpilleurs, les sous-marins et certains cuirassés, semble pouvoir être recommandé.

REMARQUE 2. — Qu'il s'agisse du gouvernail vertical ou du gouvernail horizontal, leur jeu crée toujours une composante horizontale $h = v \operatorname{tg} i$ opposée à la traction.

Mais les effets de cette composante, indépendante de d , sont presque négligeables.

c) *Ailerons*. — Soit une surface A' (fig. 44), d'aire s' , horizontale, tournant autour de l'axe transversal Gy de l'aéroplane et placée à une

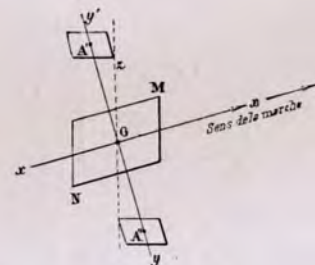


FIG. 44.

distance $A'G = d'$ du centre de gravité G . Il est évident que la résistance de l'air sur cette surface, lorsqu'on l'inclinera d'un angle i , pourra se décomposer en deux forces : l'une verticale p , qui aura pour effet de faire tourner l'aéroplane autour de son *axe longitudinal* Gx , et dont le moment de rotation sera :

$$m' = K'sV^2 \frac{i}{30} \cos i \cdot d',$$

l'autre h , horizontale, qui aura pour effet de faire tourner le système autour de son axe vertical Gz . Pour détruire l'effet de cette dernière composante, il est alors

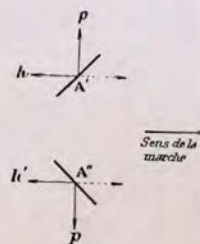


FIG. 45.

nécessaire d'adjoindre à l'aileron A' un autre, A'' , identique, symétriquement placé, mais tournant en sens inverse, aileron qui produira une composante verticale p' , égale à la première, mais dirigée en sens inverse, formant ainsi avec elle un couple de renversement

(p, p') et, en même temps, une composante horizontale h' , égale à h , qui détruira l'effet de rotation de la première et, s'y ajoutant, créera une résistance à la traction $h + h'$, peu importante, d'ailleurs (fig. 45).

En fin de compte, les ailerons servent *ou* à compenser une rotation autour de l'axe longitudinal Gx , *ou* à faire tourner l'aéroplane autour

de cet axe, mais ils peuvent servir aussi à augmenter le pouvoir portant de l'appareil.

Ils peuvent, d'ailleurs, avoir des formes très différentes (celles que l'on donne aux gouvernails et aux équilibres), être monoplans ou biplans, *compensés* ou non (voir 2^e Partie, Chap. III).

Quant à la place qu'on leur assigne, il n'y a pas de règles fixes. Dans les premiers *Blériot* ils continuaient les surfaces portantes; dans le *H. Farman*, le *Sommer*, l'*Asteria* (de Turin), ils sont placés à l'arrière. Dans les multiplans, on les place quelquefois entre les surfaces portantes (ex. : le *Curtiss*, le *Voisin* de course), ce qui ne laisse pas d'être désavantageux, étant donnée l'influence perturbatrice qu'exercent les unes par rapport aux autres les surfaces superposées (voir Chap. I). Les constructeurs, à cet égard, ne recherchent que deux choses : la facilité de leur manœuvre et la simplicité dans le mode d'attache de leur axe de rotation.

d) *Gauchissement*. — Les mêmes services peuvent être rendus par une déformation des surfaces portantes ou *gauchissement*. Il suffira, évidemment, pour arriver au résultat voulu, de s'arranger de façon à augmenter d'une valeur convenable, du centre à l'extrémité, l'angle d'attaque, pour l'aile (simple ou multiple) qui s'abaisse, et à le diminuer, toujours du centre à l'extrémité, pour l'aile qui se relève ⁽¹⁾.

⁽¹⁾ L'action du gauchissement est *dissymétrique* en ce sens que, par suite de la déformation des ailes, il y a, quand il agit, tendance à la conversion, et c'est pour cette

Dans le *Wright*, la déformation des ailes n'a lieu que sur une partie de leur longueur (*gauchissement proprement dit*). Dans les *Antoinette*, dans les *Blériot*, on leur imprime une torsion hélicoïdale qui les affecte sur toute leur envergure ⁽¹⁾.

REMARQUE. — Qu'il s'agisse de gouvernails, d'ailerons ou de gauchissement, il importe que les moments de rotation soient assez grands pour compenser les effets dus aux variations de direction et de vitesse du vent. En tout cas, l'action de ces organes d'évolution, y compris le gauchissement, étant, évidemment, d'autant plus efficace que le couple de rappel (P,P') aura un moment plus faible (voir Chap. II), c'est-à-dire que le centre de gravité G est plus rapproché du centre de sustentation C, on voit que, rien que pour cette raison, le premier de ces deux points ne doit pas être trop au-dessous du second.

II. Équilibrage automatique. — Les moyens de rétablir *automatiquement* l'équilibre d'un aéro-

raison que les Wright ont été obligés de combiner l'action du gauchissement avec celle du gouvernail vertical. Le même inconvénient apparaît dans l'emploi des ailerons quand ils sont creusés comme des surfaces portantes. Mais s'ils sont plans et si, quand ils n'agissent pas pour redresser l'appareil, ils se trouvent dans le fil du vent, leur action peut être *symétrique* : c'est le cas des ailerons du *H. Farman*.

⁽¹⁾ C. Ader, dans ses *Avions*, avait employé un autre mode de déformation des ailes, l'*épaulement* : chacune des ailes pouvait être, indépendamment de l'autre, contractée à volonté, ce qui permettait une diminution graduelle des surfaces fictives correspondantes.

plane en marche (nous ne considérons ici que les moyens statiques) peuvent se classer en trois catégories, suivant qu'il s'agit d'assurer soit l'*équilibre longitudinal* en enrayant tout mouvement de tangage, soit l'*équilibre transversal* en enrayant tout mouvement de roulis, soit enfin la *stabilité de route*, en enrayant tout mouvement de conversion autour de l'axe vertical. Nous nous bornerons à indiquer les principaux.

A. La *stabilité longitudinale* est assurée automatiquement par l'emploi de trois dispositifs : l'*empattement*, le *dièdre longitudinal*, la *superposition des surfaces* (appareils multiplans).

a) *Empattement*. — Ce dispositif, imaginé par Brown (voir la *Notice historique*), consiste dans la subdivision de la surface portante en deux ou plusieurs *surfaces successives*.

On donne ainsi à l'aéroplane, au lieu de la sustentation sur un seul point le centre de poussée C, la sustentation sur deux ou plusieurs centres de poussée placés à une certaine distance les uns des autres. Les déplacements de chacun de ces centres étant, ainsi, plus petits par rapport à la longueur totale de l'appareil que lorsqu'il n'y en a qu'un, les couples de rotation autour de l'axe transversal Gy ont, dès lors, un moment résultant moins considérable.

b) *Dièdre ou V longitudinal* (*queue horizontale* ou *oblique*). — Dans ce dispositif, les surfaces successives sont réduites à deux, la surface postérieure CD ou *queue oblique*, placée à

l'arrière du centre de gravité, ayant un angle d'attaque un peu plus faible que la surface antérieure AB, qui est la surface portante proprement dite (fig. 46). La tendance de l'appareil à tanguer est alors enrayée en ce que : 1° dans le cas du mouvement indiqué par la flèche de gauche la composante de soulèvement de la surface arrière CD augmente plus rapidement que celle de la surface avant AB, le produit $\frac{i}{30} \cos i$ augmentant plus rapidement pour les petits angles

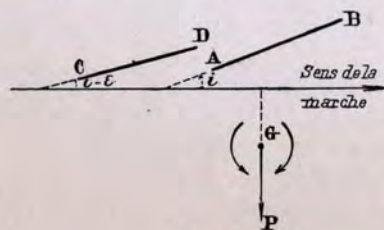


FIG. 46.

que pour les grands⁽¹⁾; 2° dans le cas de la flèche de droite, la surface arrière CD arrive à un angle d'attaque $i = 0$ et même $i < 0$ avant la surface avant AB. Dans les deux cas, les variations de la composante de soulèvement relative à CD créent, en effet, ainsi qu'il est facile de s'en assurer, des *moments* de sens contraires à celui de l'appareil.

Il est évident, d'ailleurs, qu'on peut encore mieux arriver à ce résultat en réduisant à zéro

⁽¹⁾ Si, par exemple, l'angle d'attaque des ailes passe de 7° à 8°, la composante de soulèvement augmente à peu près du septième de sa valeur, tandis que si l'angle d'attaque de la queue, moins inclinée, passe en même temps de 4° à 5°, sa composante de soulèvement n'augmente à peu près que du quart de sa valeur.

l'angle d'attaque de la surface arrière CD, qui devient alors une *queue horizontale* (fig. 47) qui, qu'elle soit frappée en dessus ou en dessous, déterminera toujours, dans ces conditions comme la queue chez les oiseaux, la *stabilité de l'angle d'attaque*⁽¹⁾.

REMARQUE. — Dans la pratique, on réduit le plus possible la surface caudale, en même temps qu'on la place le plus loin possible du centre de gravité. Dès lors, par suite de la longueur du bras de levier à l'extrémité duquel elle agit, elle *amortit rapidement* tout mouvement d'oscillation de l'appareil.

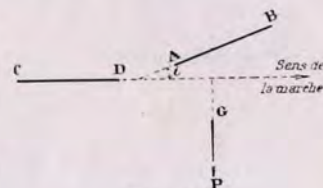


FIG. 47.

c) Surfaces étagées

(*multiplans*). — Un multiplan ne présente pas seulement sur un monoplan de même surface l'avantage d'être moins *encombrant*; il est aussi plus stable, et « cette stabilité tient à ce que les variations et les remous du vent agissent sur la masse concentrée autour du centre de gravité par un bras de levier qui, toutes choses égales d'ailleurs, est beaucoup plus court. Certes, les monoplans possèdent, par mètre carré, un pouvoir de sustentation un peu plus grand (voir Chap. 1), tandis que dans les multiplans, les surfaces se

⁽¹⁾ Cette conception première de la queue est due à Cayley et à Pénaud.

gènent réciproquement. Mais, en somme, la perte de pouvoir portant est relativement petite et il reste aux multiplans l'avantage d'être plus légers, et, en même temps, *plus robustes*, en raison des liaisons entre les ailes qui font d'un multiplan une ferme de pont. Enfin, le fait que dès qu'un biplan (à plus forte raison un multiplan) s'incline d'un peu plus de 15° sous l'influence d'une saute brusque de vent, la surface inférieure *masque*, en partie, la surface supérieure est

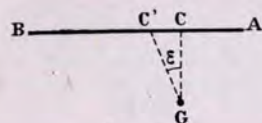


FIG. 48.

encore une raison pour donner, toutes choses égales d'ailleurs, la supériorité aux multiplans sur les monoplans, au point de vue de la stabilité (O. Chanute).

REMARQUE. — Soit un *monoplan* AB (fig. 48), de surface S, que nous supposerons rectangulaire. Soit C le centre de poussée, $AC = d$ la distance de ce point au bord d'attaque. $GC = l$ la distance du centre de gravité au centre C, i l'angle d'attaque. Supposons que le vent normal qui le frappe varie dans son inclinaison d'un *très petit angle* Δi et soit $cc' = \Delta d$ le déplacement correspondant du centre de poussée. La formule d'Avanzini donne, i étant lui-même assez petit,

$$\Delta d = 0,3D \cdot \Delta i,$$

D désignant la profondeur AB du monoplan.

Par suite, l'angle ε dont le monoplan tend à tourner est donné par la relation :

$$\operatorname{tg} \varepsilon = \frac{0,3D}{l} \Delta i.$$

Au lieu du monoplan, prenons un *biplan* formé de deux surfaces AB, A'B' (fig. 49) égales chacune à $\frac{S}{2}$, semblables au monoplan et négli-

geons l'influence perturbatrice exercée par la surface inférieure sur la surface supérieure. Soit $AC_1 = A'C'_1 = d'$, la distance commune de leurs centres de poussée aux bords d'attaque, D' leur profondeur. Pour la même variation d'angle Δi du

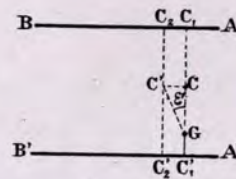


FIG. 49.

vent, les déplacements égaux $C_1C_2 = C'_1C'_2$ des deux centres de poussée auront pour expression :

$$\Delta d' = 0,3D' \cdot \Delta i.$$

Mais le déplacement CC' du centre de poussée du système, centre qui se trouve à égale distance des deux surfaces sustentatrices, est évidemment égal au déplacement du centre de poussée de chacune de ses surfaces. Si le biplan (et ceci pour rendre la comparaison possible avec le monoplan) est tel que la distance du centre de gravité au centre C soit la même que dans le monoplan, c'est-à-dire si $GC = l$, l'angle ε' dont le

mouvement de dérive, négligeable d'ailleurs.

Il va de soi qu'au lieu de replier les ailes comme dans la figure, il vaut mieux les recourber graduellement (surface alaire *convexe*) comme font les oiseaux qui planent par les grands vents, les mouettes par exemple. C'est d'ailleurs par un *grand vent* que ce dispositif est surtout avantageux et, dans ce cas, il est à remarquer qu'Orville Wright employait, lors de ses premières expériences, des courbures plus fortes que son frère Wilbur.

REMARQUE. — Ce dispositif, qui rend la manœuvre délicate et qui, si les coups de vent venaient à dépasser une certaine limite, au lieu d'augmenter la stabilité, aiderait plutôt à la destruction de l'équilibre, n'est plus guère employé aujourd'hui.

b) *Dièdre ou V transversal*. — Dans ce dispositif, les deux ailes (simples ou composées) OA et OB de l'aéroplane, tout en gardant leur angle d'attaque, forment un angle dièdre voisin de 180° , dont l'arête se trouve dans le plan de symétrie (fig. 51).

Pour se faire une idée de ce qui peut se passer, il faut remarquer que, lorsque sous l'action d'un vent latéral (supposé toujours horizontal pour plus de simplicité), l'appareil « prend de la bande », c'est-à-dire s'incline, par exemple, dans le sens indiqué par la flèche, la projection sur le plan horizontal Ob de l'aile OB, située alors en OB', est plus grande que la projection Oa de l'aile OA, qui est alors en OA'. Mais ces

deux projections sont, ici égales, ou, au moins, proportionnelles aux surfaces fictives qui correspondent respectivement aux ailes ⁽¹⁾. Par suite, la composante de soulèvement relative à OB prend un accroissement p , compensé par une diminution à peu près égale p de la composante de soulèvement relative à OA, d'où la naissance

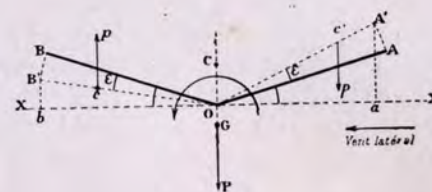


FIG. 51.

d'un couple (p, p) dont le moment agira pour *relever* l'appareil.

Si l'on réfléchit qu'un appareil volant qui a pris de la bande acquiert une tendance à glisser de plus en plus du côté où il penche, et qu'en réalité l'accroissement p de la composante de soulèvement relative à OB dépasse légèrement la diminution de la composante de soulèvement relative à OA, qu'il y a, en somme, *excès de sustentation*, on comprend aisément le rôle important, au point de vue du redressement de l'appareil, que joue le dièdre transversal en V, rôle

⁽¹⁾ Voir l'Appendice, Note IV.

tout à fait analogue à celui du dièdre longitudinal (1).

REMARQUE. — Au lieu de replier les ailes comme dans la figure, on peut encore les recourber graduellement, de façon, bien entendu, que la convexité de la courbe ainsi formée regarde le sol (*surface alaire concave*). Cette disposition des ailes, conseillée par V. Tatin, mais de réalisation difficile, s'observe particulièrement chez les oiseaux qui ne sortent que par le *beau temps*; ils l'emploient surtout au moment de virer.

On peut aussi combiner les deux V, le V renversé et le V droit, de façon à obtenir une *surface alaire concavo-convexe*.

c) *Cloisons verticales*. — Lilienthal s'était aperçu, en essayant de petits modèles, que les multiplans ont encore sur les monoplans le grand avantage de permettre l'emploi de *surfaces* ou *cloisons verticales* dont Hargrave, Chanute et G. Voisin se sont chargés de montrer l'efficacité.

Pour comprendre le rôle de ces cloisons, considérons, par exemple, un *triplan* (fig. 52) divisé, par quatre cloisons verticales, en six cel-

(1) Si on lâche, à 2 mètres environ au-dessus du sol, une carte de visite bien plate, on la voit s'incliner et glisser d'un côté; elle rencontre alors un courant d'air qui fait avancer vers le bord qui penche (loi d'Avanzini) le centre de pression; mais alors la carte se redresse pour pencher du côté opposé, et ainsi de suite jusqu'à l'arrivée au sol. Si, avant de lâcher la carte, on la plie de façon à former un angle dièdre voisin de 180° , elle tombe directement, sans balancements sensibles.

lules ou *éléments*. S'il n'existait pas de surfaces verticales, le vent latéral représenté dans la figure donnerait une pression latérale appliquée, du côté du bord AB de l'appareil, en C', par exemple. Mais, dans les conditions que suppose la figure, les parties situées tout près des cloisons, du côté opposé au vent, étant *masquées*

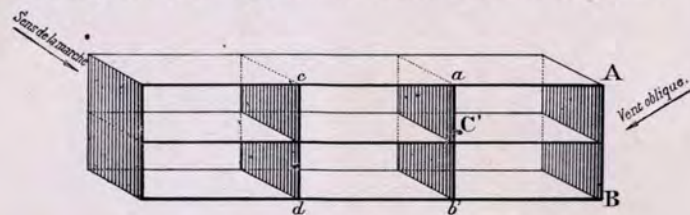


FIG. 52.

par la cloison qui les protège et par conséquent n'étant plus frappées par le vent, n'ont plus de rôle actif, ne résistent plus. Dès lors, dans chacun des six éléments du triplan, le centre de pression sera moins écarté du centre de figure que si l'élément était *isolé* et, par suite, la résultante totale L' des pressions dues à un vent latéral (déjà plus faible que si les cloisons verticales n'existaient pas) se placera plus près du centre de poussée normal, d'où un affaiblissement des effets de rotation et de dérive dus à cette résultante.

Les cloisons verticales présentent encore l'avantage de créer, lorsque l'appareil tend à s'incliner latéralement, un *surcroît de sustentation*, tout comme le dièdre transversal.

C. Au point de vue de la *stabilité de route*, il importe de remarquer qu'un couple qui tend à donner à l'aéroplane un commencement de conversion autour de son axe vertical Gz , n'est pas forcément nuisible.

Soit, en effet, ABCD (fig. 53) la surface portante, supposée rectangulaire, d'un aéroplane.

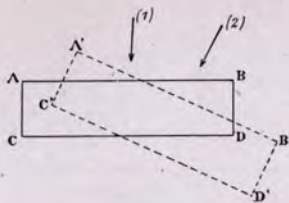


FIG. 53.

Tant que le vent souffle dans la direction (1), c'est-à-dire tant qu'il se trouve dans le plan de symétrie l'appareil est en équilibre; mais, s'il saute dans la direction (2), le centre de poussée se déplace, une pression latérale prend naissance, des mouvements de rotation et de dérive se produisent, de sorte qu'il y a, en somme, avantage, *en sacrifiant la stabilité de route*, au sens étroit du mot, *pour l'obtention d'une direction moyenne*, à obtenir que l'appareil puisse prendre *automatiquement* une position A'B'C'D' normale à la nouvelle direction du vent, c'est-à-dire ait toujours une tendance à *mettre le nez dans le fil du vent*, de façon à ramener le centre de sustentation à sa position normale.

Ce but est atteint par les deux dispositifs dénommés : *dièdre ou V horizontal*, *placement du centre de pression latérale à l'arrière du centre de gravité*.

a) *Dièdre ou V horizontal*. — Ce dispositif, très conseillé par F. Ferber, consiste à donner

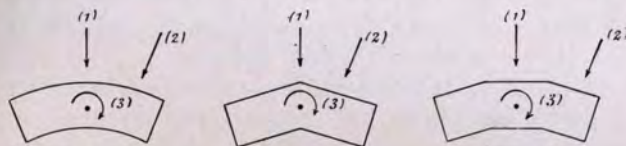


FIG. 54.

au plan des ailes des formes comme celles qu'indique la figure 54.

Lorsque, par suite d'une saute du vent, sa pression se fait sentir dans la direction (2), il est clair que la partie de l'aile du côté du vent est frappée par les filets fluides sous un angle plus près de la normale que l'autre partie. En raisonnant comme à propos du dièdre transversal, on voit qu'il y aura dès lors production d'un couple de rotation, agissant dans le sens de la flèche (3), qui tendra à *faire venir au vent* l'appareil tout entier.

b) *Placement du centre de pression latérale à l'arrière du centre de gravité*. — Ce qui arrive dans le plan vertical, à propos du dièdre longitudinal ou, plutôt, de la surface horizontale que nous avons vu, plus haut, jouer le rôle de la queue chez les oiseaux, doit arriver aussi, évidemment, dans le plan horizontal.

Par conséquent, si on subdivise les surfaces verticales d'un aéroplane en deux, comme on a fait des surfaces horizontales, ou, mieux, si l'on adapte à l'appareil une *queue verticale*, ayant pour effet de placer le centre de pression latérale γ' aussi en arrière que possible du centre de gravité G par rapport au sens de la marche, on obtiendra une stabilisation dans le sens de la marche, c'est-à-dire qu'on donnera à l'appareil une forte tendance à se replacer dans le fil du vent. L'aéroplane se comportera, en somme, comme une girouette ordinaire qui tourne autour d'un pivot et qui, automatiquement, se place toujours face au vent.

REMARQUE. — Toutes les surfaces verticales ou horizontales, qui, comme celles dont nous venons de parler, se trouvent à l'arrière du centre de gravité par rapport au sens de la marche et jouent, en définitive, le rôle, les premières d'une queue verticale, les secondes d'une queue horizontale, s'appellent des *empennages*, et il résulte de ce qui précède qu'un aéroplane sans empennages n'a, par lui-même, ni stabilité transversale, ni stabilité horizontale.

III. Reste à examiner le cas du rétablissement automatique de l'équilibre dans les virages, ce qui exige, d'abord, qu'on se rende à peu près compte de ce qui se passe, au point de vue de la stabilité, dans un aéroplane qui se met à virer⁽¹⁾.

⁽¹⁾ Pour une étude complète du virage, consulter P. Painlevé et E. Borel.

Supposons toujours, pour plus de simplicité, l'air au repos ou, du moins, le vent normal et horizontal. Si, cessant de progresser suivant son axe horizontal, l'aéroplane, sous l'impulsion de son gouvernail de direction, vient à décrire une courbe, une nouvelle force intervient, la force centrifuge $f = \frac{mv^2}{r}$, proportionnelle à sa masse,

au carré de la vitesse, mais inversement proportionnelle au *rayon de virage*, c'est-à-dire au rayon de la courbe décrite, ce rayon étant compté du centre O de la courbe (supposée horizontale pour plus de simplicité), au centre de gravité G de l'appareil (fig. 55). Cette force, agissant dans la direction et dans le prolongement du rayon, tend à rejeter le système *au dehors* de sa nouvelle trajectoire. Tous les véhicules, quand ils virent, y sont soumis et ne réussissent à tourner que si *quelque chose* vient s'opposer à cette force.

Pour un aéroplane, les forces en jeu sont les mêmes que pour un navire : dès que le gouvernail a été *porté sur un bord*, à bâbord ou à tribord, d'un certain angle i , il se produit immédiatement un certain *angle de dérive* θ , angle de la nouvelle route avec l'ancienne. Cette dérive rencontre, dans l'eau pour les navires, dans l'air pour les aéroplanes, une résistance qui se traduit par la naissance d'une *force centripète* L' (poussée latérale) qui rend possible le virage et qui est appliquée en un certain point γ' dit *centre de dérive latérale*, qui n'est autre que le centre

de poussée latérale, placé sur la surface fictive Y (fig. 37) qui se trouve sur le plan de symétrie. Dans les navires, ce centre γ' se trouve, en général, au-dessous de G (fig. 55) et, par suite, les deux forces f et L' forment un couple qui tend à incliner le bâtiment à l'extérieur du cercle décrit. Il n'en est pas de même pour un aéroplane :

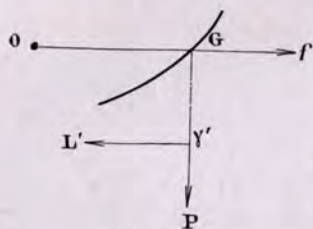


FIG. 55.

E. Bertin a démontré que par suite du développement des ailes, il est nécessaire, afin de déterminer une certaine inclinaison vers l'intérieur de la trajectoire décrite, inclinaison dont l'absence

pourrait faire chavirer l'appareil, que le point γ' se trouve placé au-dessus de G (fig. 56). On conçoit, en effet, que si γ' était au-dessous de G, il pourrait arriver que l'aéroplane se penchant à l'extérieur de la courbe décrite, le vent frappât ses ailes sous un angle négatif, ce qui amènerait son chavirement.

Cette inclinaison vers l'intérieur est facilitée par les ailes elles-mêmes. D'abord, l'aile extérieure (aile dirigée vers l'extérieur de la courbe), étant animée dans toutes ses parties d'une vitesse linéaire supérieure à celles qui animent l'aile intérieure, la distribution de ces vitesses sur les ailes, en déplaçant latéralement le centre de poussée vers l'extérieur, tend, *automatiquement*, à

donner à l'appareil une certaine inclinaison. De plus, dès le commencement du virage, l'aéroplane est frappé par un vent latéral relatif qui, lui aussi, porte le centre de poussée vers le bord de l'aile (ou des ailes) extérieure, d'où une inclinaison qui s'ajoute à la précédente. Dans certains cas, l'inclinaison définitive peut être justement l'inclinaison désirée, celle pour laquelle les ailes sont rigoureusement perpendiculaires à la résultante du poids de l'aéroplane et de la force centrifuge. Mais il pourrait arriver que cette inclinaison soit

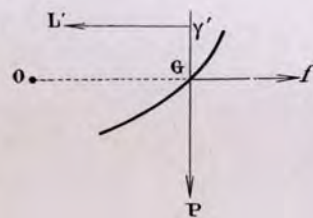


FIG. 56.

trop grande, et entraîne le chavirement à l'intérieur de la courbe décrite. Comme le fait observer E. Bertin, il faudrait étudier et mesurer ces phénomènes pour chaque aéroplane en particulier, comme on le fait pour les navires.

En attendant, dans les aéroplanes pourvus d'un dispositif qui commande l'équilibre transversal, l'aviateur peut toujours s'arranger de façon à conserver une inclinaison telle que la résultante des forces P et f soit normale aux ailes : l'appareil n'a, dans ces conditions, aucune tendance à glisser, soit en dehors, soit en dedans ⁽¹⁾. Dans

⁽¹⁾ En tout cas, il est préférable de lui laisser une tendance à glisser plutôt en dehors qu'en dedans, le glissement en dedans étant dangereux.

les appareils à équilibre automatique, dans ceux par exemple qui sont pourvus de cloisons verticales, cette tendance à glisser est, certes, moins à craindre, par suite de l'action du vent latéral qui se produit toujours au moment d'un glissement, mais alors *on ne peut virer que sur des rayons assez grands*. Que si l'on veut réduire le rayon de virage avec des appareils de ce genre, le rayon possible de virage d'un aéroplane étant évidemment d'autant plus petit que sa résistance au pivotement autour de l'axe vertical est moindre, il faudra réduire au minimum les cloisons verticales et, surtout, ne pas placer trop loin du centre de gravité celles de ces cloisons qui servent de surfaces d'empennage, condition en parfaite contradiction, d'ailleurs, avec ce qui a été dit plus haut à propos du rôle de l'empennage vertical.

En résumé, si l'on veut un appareil capable de *virer très court*, il ne faudra pas le pourvoir de surfaces verticales d'empennage très éloignées du centre de gravité; on devra se résigner à un peu moins de stabilité automatique transversale. Que *si l'on peut se passer de virer court*, on pourra employer les forts empennages, le centre de dérive latérale, lorsque le gouvernail n'est pas en action, étant placé aussi en arrière que possible du centre de gravité.

IV. Conclusions. — De ce qui précède résultent les conclusions suivantes :

On peut ranger les organes d'évolution ou or-

ganes d'équilibrage « par manœuvre » en trois groupes : gouvernails, équilibreur, ailerons ou ailes gauchissantes. Gouvernails et équilibreurs sont absolument indispensables pour les évolutions de l'aéroplane autour de son axe vertical et de son axe transversal. Mais, si on les considère comme organes d'équilibre proprement dits leur nécessité ne s'impose pas autant que l'on aurait pu le croire au premier abord, par suite des dispositifs (queue, surfaces successives, dièdre horizontal, etc.) qui, avec plus ou moins de succès, enrayent automatiquement les effets que produisent, par rapport à ces deux axes, les ruptures d'équilibre. Quant aux ailerons (ou au gauchissement), leur action de redressement par rapport à l'axe longitudinal peut aussi, on l'a vu, être remplacée par des dispositifs (dièdre transversal, cloisons verticales, etc.) qui, en amenant l'appareil à *mettre le nez dans le fil du vent* momentanément qui peut se faire sentir, ont le défaut de ne rétablir automatiquement l'équilibre qu'au prix d'un certain nombre d'*embardées* tantôt à gauche, tantôt à droite de la route suivie.

Il n'en est pas moins vrai qu'en vertu même de leur principe, si, en les construisant, on a soin de leur donner l'efficacité nécessaire (et les formules que nous avons données prouvent que ce résultat peut toujours être atteint), à eux seuls, les organes d'équilibrage par manœuvre sont *amplement suffisants* pour parer à n'importe quelle rupture d'équilibre et à n'importe quelle

valeur des couples correspondant à ces ruptures : l'essentiel est de confier la manœuvre à un pilote suffisamment entraîné. On ne peut en dire autant des moyens « automatiques » de stabilisation, qui ne font que *faciliter* la manœuvre des organes d'évolution ; tout ce qu'on peut leur demander c'est, comme nous venons de le rappeler à l'instant, de se substituer à ces organes en ce qui concerne la stabilité transversale, et encore n'y arrivent-ils que pour des variations du vent contenues dans des limites assez étroites.

L'emploi exagéré de ces moyens automatiques d'équilibrage doit donc être considéré, au point de vue purement mécanique, comme une véritable *superfétation*, utile certes, en ce qu'elle facilite l'apprentissage, réduit l'habileté professionnelle requise, et, par conséquent, les risques courus, nuisible, tout de même, parce qu'elle implique l'emploi d'organes qui : 1° au point de vue de la sustentation, n'ont qu'un rôle à peu près passif ; 2° augmentent considérablement la résistance de la nef à l'avancement, d'où une plus forte dépense de travail et, par suite, l'obligation de recourir, pour atteindre la vitesse de régime, à un moteur plus puissant, d'où une augmentation dans la consommation d'essence.

On conçoit, alors, comment, à cette heure, des façons graduellement différentes d'aborder le problème de la locomotion aérienne par les aéroplanes se trouvent en présence.

Si, comme dans l'*ancien Wright*, dépourvu d'équilibreur arrière, les dispositifs d'équilibre

automatique qui entraîneraient n'importe quelle dépense d'énergie sont à peu près éliminés, et qu'on laisse à la promptitude d'action de l'aviateur le soin de parer à toute rupture d'équilibre, alors, seuls, peuvent voler quelques privilégiés de la nature. Que si, comme dans l'*ancien Voisin*, grâce à l'abondance des dispositifs automatiques, grâce à son paquet de cellules, toute la manœuvre se réduit à la commande des gouvernails de direction et de profondeur, organes que le pilote peut actionner d'une main, l'autre restant libre pour le réglage du moteur ou de tout autre organe, presque tout le monde peut aspirer à voler. Il est vrai que dans l'*ancien Wright*, la pression exercée par un vent latéral étant réduite au minimum, l'appareil, malgré l'action de ce vent, ne possède aucune *tendance à la conversion*, tandis que, dans l'*ancien Voisin*, cette tendance est systématiquement portée au plus haut point par l'emploi d'un riche empennage vertical qui, faisant tomber le centre de poussée latérale très à l'arrière du centre de gravité, ramène sans cesse l'appareil dans le fil du vent. Mais le bon sens indique qu'entre ces deux types extrêmes peuvent se placer des *types intermédiaires*, et c'est ce qu'ont parfaitement compris les constructeurs actuels : Curtiss, H. Farman, Blériot, Sommer, etc. L'entente, sur ce point, est faite entre eux.

CHAPITRE IV

L'hélice

I. Actuellement, dans les aéroplanes, le travail fourni par le moteur sur son arbre est transformé en travail de translation par une *hélice*, c'est-à-dire par l'ensemble que forment deux ou plusieurs surfaces matérielles ou *palettes* (pales, ailes, branches), convenablement gauchies, fixées sur l'arbre du moteur (ou sur un ou plusieurs arbres secondaires qui lui sont parallèles) et disposées régulièrement à *peu près* dans le prolongement des rayons de cet arbre.

Considérons, pour nous rendre compte du mouvement de translation qu'imprime l'hélice, un segment de palette ss , compris entre deux arcs de cercle *très rapprochés* (fig. 55), ayant tous les deux pour centre le centre O de l'arbre, l'angle d'ouverture $sOs = \omega$ de la palette étant, lui aussi, assez petit; soit C le centre de figure de ce segment ⁽¹⁾. Posons $OC = r$, et soit n le

⁽¹⁾ Les ingénieurs navals emploient depuis longtemps l'hélice dans les navires, et il n'en existe pas encore une théorie complète. A plus forte raison en ce qui concerne l'hélice aérienne, dont nous ne cherchons, dans ce chapitre, qu'à donner une idée approximative.

nombre de tours de l'arbre par seconde : la *vitesse linéaire* (vitesse circonferentielle) de ce segment sera

$$v = 2\pi nr,$$

v et r étant exprimés en mètres. Supposons d'abord ce segment dans le plan de la figure, c'est-à-dire dans le plan passant par O et perpendiculaire à l'arbre; dans ces conditions, il coupera l'air sans produire aucun effet de translation. Mais faisons-le tourner autour de OC , c'est-à-dire autour d'un axe perpendiculaire à l'arbre, d'un angle i ; il n'en sera plus de même, car, frappé par les molécules de l'air sous cet angle i (angle d'attaque), son mouvement donnera naissance, comme celui des surfaces étudiées plus haut, à deux composantes, l'une ΔP , agissant parallèlement à l'axe (fig. 58), dans la direction xx' , l'autre ΔR , agissant perpendiculairement à ΔP , qui aura pour rôle de s'opposer à la rotation de l'arbre ⁽¹⁾. Il en sera de même pour tous les segments de la palette, et la somme des poussées ΔP , qui tend à faire avancer l'hélice dans l'air, donnera naissance à la *poussée* ou *force de traction de la palette*, la



Fig. 57.

⁽¹⁾ Pour plus de simplicité, on suppose, ici, que le centre de poussée coïncide avec le centre de gravité du segment de palette considéré, ce qui, évidemment, est contraire à la loi d'Avanzini.

résultante des poussées des palettes donnant naissance à la *poussée* ou *force de traction* de l'hélice, force par suite de laquelle elle imprime à l'aéroplane sa vitesse de régime V . Tout se passe, en gros dans l'hélice aérienne, comme dans le cas « d'une vis qui s'enfonce dans son

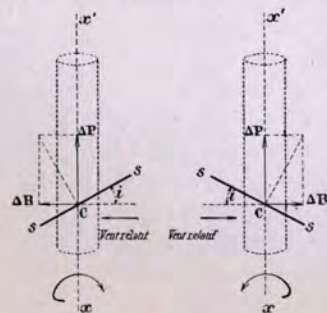


FIG. 58.

écrou», mais avec cette différence, cependant, qu'au lieu de prendre son point d'appui sur les molécules, invariablement reliées entre elles, d'un solide, l'hélice aérienne le prend sur les molécules d'un fluide qui, naturellement, tendent toujours à se dérober. Remarquons en passant, ainsi

que le fait comprendre la figure 58, que deux hélices dont les axes, parallèles, tournent en sens inverse et dont les palettes ont des inclinaisons inverses, ajoutent leurs poussées.

D'ailleurs, si cette différence entre la matière fluide de l'air et la matière solide n'existait pas, dans un tour complet, c'est-à-dire pour un parcours du segment ss égal à $2\pi r$, ce segment ou, plutôt, son centre C , qui décrit dans l'espace la courbe classique appelée *hélice*, avancerait d'une quantité

$$p = 2\pi r \operatorname{tg} i,$$

appelée le *pas du segment*, et il en serait de

même de l'hélice. Mais, comme l'hélice aérienne s'appuie sur des molécules qui tendent à s'échapper, le segment ss avancera d'une quantité moindre, et il en sera de même de l'hélice. On appelle *recul absolu* de l'hélice aérienne la différence entre l'avancement qu'elle devrait avoir dans une seconde, et son avancement réel dans l'air dans le même temps. Si nous supposons que l'hélice, en faisant n tours à la seconde, imprime à l'aéroplane la vitesse V , si p_m désigne son *pas*, qui n'est pas nécessairement le même que celui d'un segment de palette, car p , augmentant avec r et avec i , est nécessairement *variable*, si nous appelons p_0 le recul absolu, on aura donc, par définition,

$$p_0 = np_m - V,$$

et si on désigne par ρ le *recul relatif*, c'est-à-dire le rapport du recul absolu à l'avancement que devrait avoir l'hélice, ce qui revient à poser

$$\rho = \frac{p_0}{np_m}, \text{ on aura :}$$

$$\rho = \frac{np_m - V}{np_m},$$

formule qui montre que le recul relatif ρ est *maximum*, c'est-à-dire égal à 1, lorsque $V = 0$, par exemple, lorsque l'arbre de l'hélice est fixé d'une façon immuable tout en pouvant pivoter (*hélice au point fixe*), ou, encore, lorsque l'arbre de l'hélice étant vertical, son effort de poussée

est exactement compensé par un poids convenable (*hélice sustentatrice*).

Mais le recul, qu'on peut atténuer, ainsi que le montre l'expérience, en augmentant le diamètre de l'hélice, c'est-à-dire en s'appuyant sur une couche d'air assez large, assez étendue pour gêner la tendance des filets fluides à se dérober aux attaques des palettes, n'est pas le seul caractère

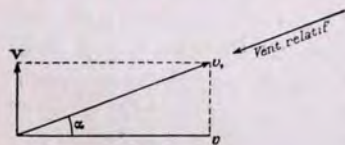


FIG. 59.

qui différencie l'hélice qui se meut dans un fluide de celle qui fait son trou dans un milieu solide.

Il est clair qu'une *hélice propulsive*,

c'est-à-dire une hélice fixée à un système mobile qu'elle doit faire avancer au sein d'un fluide, devant elle-même se déplacer pour imprimer au système sa vitesse de régime, rencontre, dans son mouvement, des filets fluides qui, par suite des deux mouvements, l'un de translation, l'autre de rotation, dont elle est animée, auront, par rapport à elle, une certaine direction et une certaine vitesse dont il faut tenir compte. Le segment *ss*, par exemple, qui, dans l'air supposé calme, est animé de deux mouvements de translation, l'un de vitesse V suivant l'arbre de l'hélice, l'autre de vitesse v , perpendiculaire au premier (fig. 59), rencontre les filets de la masse d'air ambiante sous une direction et avec une vitesse relative que l'on obtiendra en compo-

sant les deux vitesses V et v et qui, par conséquent, seront données par les formules,

$$\begin{aligned} \operatorname{tg} \alpha &= \frac{V}{v} = \frac{V}{2\pi nr}, \\ v_1 &= \sqrt{4\pi^2 n^2 r^2 + V^2}, \end{aligned}$$

α étant l'angle des filets fluides, v_1 leur vitesse relative⁽¹⁾. Pour que le segment *ss* puisse attaquer les filets d'air sous un angle i , il faudra donc que son inclinaison par rapport au plan normal à l'axe xx de l'arbre de l'hélice soit $\alpha + i$, ce qui donne, pour le *pas* du segment considéré, la valeur

$$p = 2\pi r \operatorname{tg}(\alpha + i).$$

Que si l'on veut que tous les segments de la même palette attaquent l'air sous le même angle i , étant donné que α augmente quand r diminue (pour $r = 0$, $\operatorname{tg} \alpha = \infty$, $\alpha = 90^\circ$), il faudra évidemment *gauchir* la palette, de façon à donner à chaque segment un angle $\alpha + i$ correspondant à son rayon.

Il va de soi que la poussée ΔP du segment *ss*, la résistance ΔR à la rotation correspondant à ce segment, s'obtiendront par la formule

⁽¹⁾ En réalité, la vitesse avec laquelle le segment frappe l'air n'est pas égale à la vitesse de régime V de l'aéroplane; elle est la somme de cette vitesse et de la vitesse u du courant d'aspiration produit par l'hélice elle-même (voir plus loin). Mais nous ne cherchons ici qu'à donner au lecteur une idée de ce qu'est, en gros, une hélice aérienne.

d'Eiffel, ce qui conduira (*fig. 60*) aux relations :

$$\Delta P = K's (4\pi^2 n^2 r^2 + V^2) \frac{i}{30} \cos(\alpha + i),$$

$$\Delta R = K's (4\pi^2 n^2 r^2 + V^2) \frac{i}{30} \sin(\alpha + i).$$

Le moment moteur du segment, c'est-à-dire

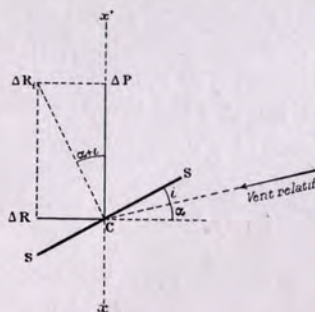


FIG. 60.

le travail nécessaire à sa rotation pendant une seconde, travail évidemment égal au produit de la résistance R par la vitesse de rotation $v = 2\pi r n$, est :

$$\Delta T = K's \cdot 2\pi n r (4\pi^2 n^2 r^2 + V^2) \frac{i}{30} \sin(\alpha + i).$$

Si ce segment appartenait à une *hélice sustentatrice*, comme, alors, $V = 0$ et, par suite, $\alpha = 0$, son pas serait :

$$p = 2\pi r \operatorname{tg} i,$$

et les formules précédentes deviendraient :

$$\Delta P = K's \cdot 4\pi^2 n^2 r^2 \cdot \frac{i}{30} \cos i,$$

$$\Delta R = K's \cdot 4\pi^2 n^2 r^2 \cdot \frac{i}{30} \sin i,$$

$$\Delta T = K's \cdot 8\pi^3 n^3 r^3 \cdot \frac{i}{30} \sin i.$$

On a d'ailleurs,

$$s = \omega r \Delta r \quad \text{et} \quad p = 2\pi r \frac{\Delta R}{\Delta P}.$$

Pour la palette tout entière, la poussée sera $P = \Sigma \Delta P$, c'est-à-dire la somme des poussées élémentaires ΔP . De même la résistance à la rotation sera $R = \Sigma \Delta R$, le moment moteur $T = \Sigma \Delta T$, la surface de la palette étant $S = \Sigma s = \omega \Sigma r \Delta r$ à très peu près ⁽¹⁾. Il va de soi que p et a sont exprimés en mètres, V aussi, S en mètres carrés, P et R en kilogrammes et T en kilogrammètres-seconde. Quant à K' , on ne saurait, sans témérité, lui attribuer la valeur calculée plus haut (chap. 1); il faut, évidemment, demander cette valeur à l'expérience, et rien qu'à l'expérience.

Le calcul donne, d'ailleurs, pour l'*hélice sustentatrice* :

$$P = \omega K' \frac{i}{30} \cos i \cdot \pi^2 n^2 r^4,$$

$$R = \omega K' \frac{i}{30} \sin i \cdot \pi^2 n^2 r^4,$$

$$T = \frac{8}{5} \omega K' \frac{i}{30} \sin i \cdot \pi^3 n^3 r^5.$$

(1) Dans les calculs numériques, ω doit évidemment être

Ces formules, dues au colonel Renard, sont loin d'être exactes, pour une foule de raisons développées dans tout ce qui précède et, en particulier, parce qu'il est incorrect d'admettre que l'effet total de la palette sur l'air puisse s'obtenir en faisant la somme des effets partiels des segments élémentaires, chacun d'eux étant considéré comme s'il était seul. Elles ont tout de même l'avantage de montrer l'influence prépondérante de la vitesse de rotation et de la grandeur du rayon, pour une hélice sustentatrice ou au point fixe, au triple point de vue de la poussée, de la traction et du moment moteur.

Quant au calcul de P, R, T dans le cas de l'hélice *propulsive*, il n'aboutit à aucun résultat pratiquement utilisable.

On pourrait croire que pour obtenir P, R et T pour l'hélice entière, il devrait suffire de multiplier ces grandeurs par le nombre des palettes. Il n'en est rien, malheureusement, à cause de la tendance des palettes à se *masquer* mutuellement (voir plus loin p. 113).

On appelle *rendement de la palette* le rapport $\frac{PV}{T}$ entre le travail de traction PV de cette palette dans une seconde et le travail T_1 , dépensé, dans le même temps, par le moteur sur cette palette, T_1 différant forcément de T à cause de

remplacé par $2\pi \times \frac{\omega}{360}$, c'est-à-dire par la longueur d'un arc de ω degrés pour une circonférence de rayon 1.

l'inertie de la palette. Si II est la poussée de l'hélice tout entière, le *rendement de l'hélice* est alors $\frac{IIV}{\bar{c}}$, IIV représentant le travail de traction de l'hélice pendant une seconde, T le travail dépensé dans le même temps, par le moteur sur cette hélice. Les calculs les plus dignes de foi assignent aux hélices propulsives un rendement maximum de 70 0/0.

Il va de soi que le *recul* diminue considérablement le rendement. Mais d'autres causes, les frottements, par exemple, y contribuent ⁽¹⁾.

II. 1° *Diamètre et vitesse d'une hélice.* — Par cela même que le recul est plus grand dans une hélice sustentatrice que dans une hélice propulsive, il est évident qu'il importe plus, pour une hélice sustentatrice que pour une hélice propulsive, de s'appuyer, pour diminuer son recul, sur une large couche d'air, par conséquent, de posséder, plutôt qu'une grande vitesse de rotation, une grande surface de palette et, par suite, un *grand diamètre*. Cela ne veut pas dire, cependant, qu'il soit mauvais qu'une hélice propulsive s'appuie, elle aussi, sur une couche d'air aussi large que possible, quoique l'augmentation de la vitesse de régime V paraisse avoir pour effet d'atténuer l'avantage qu'elle pourrait retirer en

⁽¹⁾ La question du rendement des hélices sustentatrices, question très complexe, ne rentre plus dans le cadre de ce *Manuel*. Nous n'en parlerons donc pas.

remplissant cette condition. En réalité, même pour des vitesses de régime très grandes, les grandes surfaces sont à recommander parce que, étant donné qu'on ne dispose généralement que d'un moteur d'une puissance donnée, on peut alors, plus facilement, arriver à diminuer la vitesse de rotation.

Il est vrai que la puissance développée par un moteur à essence pouvant être considérée comme proportionnelle à la vitesse de rotation de son arbre, on serait entraîné, en voulant réduire la vitesse de l'hélice, tout en ne touchant pas à celle du moteur, à préférer à l'application de l'hélice en *prise directe*, l'emploi d'un arbre secondaire relié à l'arbre du moteur, une *démultiplication*, en un mot, et qu'une démultiplication : 1° « mange de la force », par suite des pertes par transmission ; 2° représente un poids considérable, d'où un supplément de poids qui rend nécessaire l'augmentation de la vitesse de régime et, par conséquent, entraîne l'emploi d'un moteur plus puissant et une dépense de combustible plus considérable. L'application de l'hélice en prise directe semble donc, malgré ce qui précède, s'imposer quand même, d'autant plus qu'elle est mécaniquement plus simple. Néanmoins les deux systèmes, la démultiplication et la prise directe, ont leurs partisans et leurs détracteurs, et il ne nous appartient pas, ici, de prendre parti.

Pour trancher la question, il faudrait qu'on pût calculer, avec une rigueur suffisante, si l'aug-

mentation de poussée de l'hélice que permet un moteur que l'on fait tourner au maximum de nombre de tours (et auquel, par conséquent, on permet de développer toute sa puissance) est *compensée*, ou non, par les pertes de force motrice dues à la démultiplication et à l'augmentation de la vitesse de régime qu'entraîne son emploi. Actuellement, l'expérience seule, un aéroplane étant donné, peut donc indiquer ce qu'il faut faire, c'est-à-dire montrer si l'emploi d'une hélice à prise directe et, par conséquent, à grande vitesse et à diamètre relativement petit, est préférable, ou non, à l'emploi d'un arbre secondaire tournant moins vite que le moteur et actionnant une hélice à grand diamètre et à vitesse relativement petite.

Toutefois l'hélice propulsive à grand diamètre — et tournant, par conséquent, avec une lenteur relative — présente encore cet avantage que l'effet du recul étant fortement diminué, son *rendement* en est augmenté. Mais il faut tout de même se résoudre à reconnaître que l'emploi des grands diamètres rencontrera toujours des limites infranchissables : 1° dans les dimensions qu'impose la machine volante ; 2° dans les règles qu'il faut respecter, dans un aéroplane, pour le placement du centre de gravité.

2° *Forme, dimensions, nombre et inclinaison des palettes* ⁽¹⁾. — Il est certain qu'en considérant les palettes, ainsi que nous l'avons fait jus-

⁽¹⁾ Pour plus de rigueur en ce qui concerne ce que nous appelons ici *forme, dimension et inclinaison*, voir 2° Partie, Chap. IV.

qu'ici, d'ailleurs, comme des surfaces matérielles portantes et, par conséquent, en les construisant de façon à leur donner un bon rapport de composantes, on a là un moyen d'*augmenter le rendement* de l'hélice sans toucher à son diamètre et à sa vitesse de rotation.

La surface d'une palette devant, ainsi, présenter les formes caractéristiques indiquées plus haut (Chap. 1), le *profil* de la palette, ou, plutôt, la section faite dans chacun de ses segments par un plan normal à ce segment et tangent à la circonférence que décrit son centre de figure, doit donc affecter la forme de « bon projectile » qui lui est dévolue par suite de sa vitesse linéaire, et, comme cette vitesse, à la périphérie, dépasse couramment 100 mètres par seconde, il y aurait probablement avantage à ce que, dans cette région, le profil des segments se rapprochât de celui d'un plan mince. Comme il est probable, aussi, que *l'envergure d'une surface portante doit dépendre de sa vitesse*, peut-être chaque élément de palette devrait-il avoir une envergure relative propre. Mais, actuellement dans la pratique, on ne se préoccupe guère de ces questions, surtout de la dernière.

Le *nombre* des palettes peut avoir, aussi, une influence sur le *rendement* de l'hélice. En général on s'accorde à le réduire à deux, l'expérience ayant montré que, le rayon de l'hélice étant donné, quatre palettes qui devraient donner une poussée double, puisque les surfaces sont doublées, n'en donnent qu'une très inférieure à celle

qu'on pouvait espérer. Ce phénomène peut, à la rigueur, s'expliquer comme il suit :

Soit une hélice à deux palettes, *a* et *b*, qui tournent à une certaine vitesse. La palette *b* qui succède à *a*, en faisant un demi-tour, ne passera pas au même point de l'espace (puisque l'aéroplane est en marche) que la palette *a*, mais un peu plus en avant et, à cause du recul, non pas à une distance égale à $\frac{p_m}{2}$, p_m étant le pas de

l'hélice, mais à une distance égale à $\frac{p_m - \rho}{2}$, ρ désignant ici le recul qui correspond à un tour complet de l'hélice. S'il y a *m* palettes, cette distance devient $\frac{p_m - \rho}{m}$, c'est-à-dire de plus en plus

faible à mesure que *m* augmente. Il est probable qu'alors les phénomènes qui empêchent de trop rapprocher les surfaces superposées interviennent et que *m* étant une fonction de *V* et de la vitesse de rotation, l'augmentation de la poussée est ainsi enrayée⁽¹⁾.

Quant à l'*inclinaison* qu'on doit parfois donner aux palettes par rapport aux rayons partant du centre de l'arbre de l'hélice, il faut remarquer que, lorsque l'hélice tourne, chacune d'elles, chacun de leurs segments est soumis à l'effort de

(1) Il importe de remarquer que si une hélice à quatre palettes, par exemple, fournit une poussée inférieure au double de celle qui est obtenue par l'hélice analogue à deux palettes, le travail dépensé est aussi inférieure au double (P. Painlevé).

la poussée P (qui, nous l'avons vu, est fonction d'une certaine puissance de r) et à l'action de la force centrifuge $F = \frac{mv^2}{2\pi nr} = 2\pi m r n^2$, n étant

le nombre de tours par seconde : la première de ces deux forces (fig. 61) tend, si l'on suppose l'hélice en arrière, à rabattre les palettes vers l'avant, la seconde à les faire partir dans le prolongement du rayon, de sorte que chaque segment de palette tend à s'incliner suivant la résultante Cp .

On pare à cet inconvénient, soit en donnant à chaque palette A et B une inclinaison de quelques degrés (fig. 62), soit en usant de *palettes flexibles*.

3° *Effet gyroscopique*. — Le principe mécanique de la conservation du parallélisme des axes de rotation pourrait faire croire que, lorsqu'une hélice tourne (de 600 à 1.500 tours environ par minute), il doit se produire un *effet gyroscopique*, de sorte que lorsque l'aéroplane tangué, il doit avoir une certaine tendance à dériver à droite ou à gauche, tandis que s'il vire, il doit avoir une certaine tendance à monter ou à descendre. L'expérience semble indiquer que, quoi qu'en pense H. Maxim, l'effet gyroscopique de l'hélice, qu'on peut toujours annuler par l'emploi de deux *hélices jumelles*, c'est-à-dire identiques, tournant en sens inverse avec la même vitesse (fig. 58)

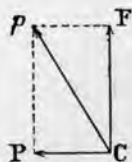


FIG. 61.



FIG. 62.

et symétriquement disposées, est négligeable.

REMARQUE. — En ce qui concerne les effets gyroscopiques des *volants* des moteurs d'aviation (1.500 à 2.000 tours par minute), et des *moteurs rotatifs* comme le *Gnome* (1.200 tours à la minute environ), les avis, aussi, sont partagés.

4° *Place et nombre des hélices*. — Pour qu'une hélice soit *bonne*, c'est-à-dire possède un bon rendement, il faut, évidemment, qu'elle aspire beaucoup d'air à l'avant, pour avoir

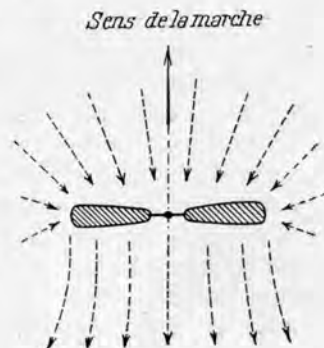


FIG. 63.

plus de molécules sur le chemin de ses palettes et que cet air refoulé ensuite, forme une colonne dont l'axe se trouve dans l'axe de l'hélice. C'est ce dont il est facile de s'assurer en étudiant ce qu'on appelle le *champignon de l'hélice*, c'est-à-dire la forme qu'affecte l'ensemble des filets d'air aspirés et refoulés (fig. 63) : l'expérience montre que si l'hélice est bonne, les filets d'air refoulés forment une vaste colonne à l'intérieur de laquelle ils circulent en *spirales*, le sens de leur rotation étant le même que celui de l'hélice (1).

(1) On peut facilement vérifier ce phénomène en observant les traces d'huile que projette l'hélice sur les parties avoisinantes. La vitesse u de la masse d'air aspirée et refoulée est, d'ailleurs, loin d'être négligeable.

Ceci posé, disons qu'il est difficile encore, à l'heure actuelle, d'indiquer la *meilleure place* à donner à l'hélice. A l'arrière (*hélice propulsive* proprement dite), elle *travaille* dans de l'air agité par les *remous* que produit la marche de l'aéroplane; à l'avant (*hélice tractive*), l'inconvénient n'est pas le même, mais alors ce sont les surfaces portantes qui travaillent dans un air déjà agité et, de plus, la colonne d'air refoulée par l'hélice, en frappant les parties de l'aéroplane voisines, tend à ralentir la marche. Tout se passe comme dans le cas d'un navire qui en remorque un autre et qui est rattaché à celui-ci par un câble trop court: le courant refoulé par l'hélice du remorqueur empêche l'avancement du remorqué d'une façon formidable. Toutefois, il faut remarquer que dans ce cas, si l'hélice, par son recul, gêne la marche de l'appareil, en revanche elle augmente la vitesse du courant d'air qui va frapper les surfaces portantes. De plus, l'*arbre porte-hélice* devient inutile, celle-ci pouvant être clavetée directement sur l'*arbre du moteur*, d'où une économie de poids, de force vive, une plus grande rapidité de montage et de démontage, etc.

Quelle que soit la position qu'on lui assigne, l'expérience montre, d'ailleurs, que, par suite de l'action dissymétrique de l'hélice, la résistance de l'air à la rotation de ses palettes, tend, par réaction, à *faire tourner l'aéroplane autour de son axe longitudinal*, dans un sens inverse de celui de l'hélice. Ce mouvement de renversement, heureusement, n'est jamais très sensible et

peut être aisément compensé en disposant un peu dissymétriquement quelques-unes des masses de l'aéroplane, un des réservoirs à essence, par exemple, ou, encore, un réservoir à huile ou à eau⁽¹⁾. Mieux vaut, cependant, éviter toute inclinaison de la machine volante par l'emploi, comme dans le *Wright*, de *deux hélices jumelles*, donnant évidemment deux moments de rotation égaux et opposés. Mais, alors, il y a lieu de s'inquiéter des dangers que peut entraîner ce dispositif, qui a cependant l'avantage de donner un *meilleur rendement* que l'hélice unique.

REMARQUE — Un système de deux hélices installées sur le même arbre, placées l'une derrière l'autre (en tandem), tournant en sens inverse, entraînerait, dans la construction, une complication mécanique qu'il est peut-être préférable d'éviter. Mais il est prouvé, par les travaux de Grenhill, que si l'on observe certaines règles dans les rapports entre les angles d'attaque des deux hélices, la seconde, c'est-à-dire l'hélice arrière, utilise alors la déviation des filets fluides opérée par la première de façon à donner un rendement merveilleux. Il va de soi qu'avec ce système tout effet gyroscopique, ainsi que le couple de rotation autour de l'axe longitudinal, se trouvent annihilés.

⁽¹⁾ L'inconvénient de cette méthode est que l'appareil est dissymétrique, une fois le moteur arrêté, ce qui oblige le pilote, pendant la descente en vol plané, de compenser cette dissymétrie en agissant sur les ailerons ou en usant du gauchissement (P. Painlevé).

APPENDICE

Note I

Un raisonnement simple, que nous croyons utile de faire connaître, fondé sur la définition que nous avons donnée de K , a conduit Newton, il y a deux siècles, à la valeur $K = 0,065$, pour une couche d'air à la pression atmosphérique normale.

Soit, en effet, $S = 1$ mètre carré, $v = 1$ mètre : le nombre des molécules heurtées à chaque seconde par la surface S est alors celui que contient 1 mètre cube d'air, mètre cube pesant environ $1^{\text{kg}},28$ et dont la masse est $\frac{1,28}{9,81}$, $9,81$ étant l'intensité de la pesanteur.

Si l'on admet que chacune des molécules de cette masse d'air cède à la surface, au moment du choc, la totalité de sa force vive, leur ensemble cédera à la surface une force vive égale à :

$$\frac{1}{2} \times \frac{1,28}{9,81} \times 1^2 = \frac{1,28}{2 \times 9,81},$$

puisque $v = 1$. Mais cette force vive représente le travail que l'on doit dépenser sur la surface S pour la propulser orthogonalement de 1 mètre par seconde,

travail qui est égal à $K \times 1 = K$. On a donc :

$$K = \frac{1,28}{2 \times 9,81} = 0,065,$$

nombre trop faible, quoique les pertes marginales aient été regardées comme négligeables, et cela parce que, dans ce calcul, on n'a pas tenu compte de la *compression* de la couche d'air heurtée, compression qui augmente notablement son poids spécifique.

Note II

On peut, pour l'étude des surfaces matérielles, opérer comme il suit :

Les surfaces à étudier sont fixées à un châssis supporté par des flotteurs immergés dans l'eau. Un puissant ventilateur, mû par un moteur électrique, envoie sur ces surfaces un courant d'air parfaitement régulier dont on mesure la vitesse à l'aide d'un anémomètre Richard ; on a soin, d'ailleurs, de n'utiliser que les filets fluides centraux. Dans ces conditions, les deux composantes de soulèvement et de résistance à la traction se transforment en un soulèvement et en un recul de châssis.

Le premier de ces mouvements modifie l'immersion des flotteurs. Le second déplace un index par un jeu de leviers. Des niveaux d'eau très sensibles permettent de ramener rigoureusement le système à son point de départ, en compensant par des poids les deux forces rectangulaires entre elles ainsi engendrées. Non sans peine, on arrive à rendre assez sensible et suffisamment apériodique cette sorte de *balance dynamométrique*.

Observons, d'ailleurs, que ces essais effectués avec des modèles réduits, et dont le but est de déterminer la composante ρ , doivent, pour donner des résultats à peu près satisfaisants, être recommencés sur la plus grande échelle possible, vu l'inexistence, jusqu'ici, d'une *loi de similitude* au moyen de laquelle il serait possible de passer des résultats acquis avec de petits modèles aux résultats qu'on obtiendrait avec les surfaces de sustentation elles-mêmes.

Note III

Soit \bar{c} la puissance, en kilogrammètres-seconde, nécessaire pour faire voler un aéroplane dans un lieu peu élevé au-dessus du niveau de la mer; soit d_0 le poids spécifique normal de l'air. A une hauteur telle que ce poids spécifique devienne $\frac{d_0}{n}$, le coefficient K' devient n fois plus petit, et, par suite, pour faire voler l'aéroplane, il faudra lui donner une vitesse de régime $V\sqrt{n}$. Le rapport des composantes r étant, on peut l'admettre, indépendant du poids spécifique de l'air, la puissance \bar{c}_1 nécessaire pour faire voler l'aéroplane à cette hauteur, aura alors pour expression, *toutes choses demeurant dans le même état*,

$$\bar{c}_1 = \bar{c} \sqrt{n}. \quad (1)$$

Mais la puissance d'un moteur à essence décroît, en gros, proportionnellement au poids spécifique de l'air, car la quantité d'oxygène que lui fournit l'air ambiant est proportionnelle à ce poids spécifique. Par suite, la puissance à donner au moteur à essence

pour réaliser le vol à la hauteur où ce poids spécifique est $\frac{d_0}{n}$ aura pour expression

$$\bar{c}_2 = \bar{c}_1 \times n$$

ou

$$\bar{c}_2 = \bar{c} n \sqrt{n}. \quad (2)$$

Avec un moteur électrique, dont la marche est indépendante du poids spécifique de l'air, la formule (1) suffirait. Avec le moteur à essence, la formule (2) s'impose, à moins qu'on ne s'arrange pour lui fournir l'oxygène qui lui manque.

Par exemple, étant donné que l'*Antoinette VII* vole, aux environs de la mer, avec un moteur de 50 HP, elle exigera de son moteur, toutes choses demeurant dans le même état, pour voler à 1.850 m., altitude pour laquelle le poids spécifique de l'air $d = \frac{4}{5} d_0$, une puissance de $50 \times \sqrt{\frac{5}{4}} \times \frac{5}{4} = 70$ HP.

Le même aéroplane, actionné par un moteur électrique ou pourvu d'une provision d'oxygène suffisante, ne demanderait à son moteur, dans les mêmes conditions, qu'une puissance de $50 \times \sqrt{\frac{5}{4}} = 56$ HP.

Rappelons que $d_0 = 0,00128$ et que, d'une façon générale, à une altitude où la température est t et la pression H , on a, pour le poids spécifique d de l'air, la valeur

$$d = \frac{0,00128}{1 + 0,0037t} \times \frac{H}{76},$$

d'où

$$n = \frac{76 (1 + 0,0037t)}{H}.$$

Pratiquement, on peut poser

$$n = \frac{76}{H},$$

H étant, bien entendu, exprimé en centimètres de mercure.

Note IV

Considérons le cas simple d'une surface plane (ou d'un élément de surface plane) AB (fig. 64), d'aire S, inclinée d'un angle i sur sa trajectoire. Soit CD sa projection, d'aire S' , sur un plan perpendiculaire à la marche.

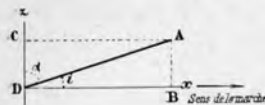


FIG. 64.

1° Supposons $i > 30^\circ$ ou, ce qui revient au même, son complément $\alpha < 60^\circ$.

La résistance à la traction de la surface AD est alors (formule d'Eiffel) $KSV^2 \sin i$, celle de sa projection CD est $KS'V^2$. Mais $S' = S \sin i$ et, par suite, $KS'V^2 = KSV^2 \sin i$. Il y a donc, dans ce cas, égalité entre les deux résistances;

2° Supposons $i < 30^\circ$ ou $\alpha > 60^\circ$. La résistance à la traction de AD est alors $KSV^2 \frac{i}{30} \sin i$, celle de sa projection CD est toujours $KS'V^2 \sin i$. Il n'y a donc plus égalité entre les deux résistances.

Ainsi, la résistance à la traction d'une surface plane ou d'un élément de surface plane, sauf lorsque $\alpha < 30^\circ$, n'est pas la même que celle de sa projection et, par suite, l'aire de la surface fictive équivalente n'est pas égale à l'aire de la projection. A plus forte

raison lorsque la surface considérée est courbe, et, cela, par suite de la différence de valeur des coefficients K et K'. Tout au plus peut-on admettre que dans le cas des surfaces courbes, il y a proportionnalité, lorsque $\alpha < 30^\circ$, entre les surfaces fictives et les projections, pour deux valeurs différentes de l'angle i .

Ces considérations s'appliquent, *en gros*, aux surfaces du dièdre transversal et on peut admettre qu'elles s'appliquent aussi bien à une trajectoire verticale qu'à une trajectoire horizontale.

DEUXIÈME PARTIE

**Construction
de l'Aéroplane**

CHAPITRE I

Classification et comparaison des aéroplanes actuels

I. Différents types d'aéroplanes. — Les différents types d'aéroplanes doivent être étudiés au point de vue des surfaces, de la nef, des organes d'évolution et de contact avec le sol, ainsi que des appareils propulseurs.

a) *Surfaces*. — Comme on l'a vu dans ce qui précède, la *voilure* d'un aéroplane, c'est-à-dire l'ensemble de ses surfaces portantes, peut être formée d'une surface unique ou de plusieurs surfaces superposées ou successives. Par suite, il est naturel de classer les aéroplanes en *monoplans*, *biplans*, *triplans*, etc., *simples*, ce dernier adjectif s'appliquant à ceux de ces appareils dont chacune des surfaces est formée d'une pièce unique, les dénominations de *monoplans*, *biplans*, *triplans*, etc., *en série*, s'appliquant aux appareils qui utilisent une ou plusieurs surfaces portantes étagées, formées elles-mêmes de surfaces successives dites surfaces *en série*.

Quant aux aéroplanes pourvus d'empennages fixes, on doit les considérer comme des *appareils*

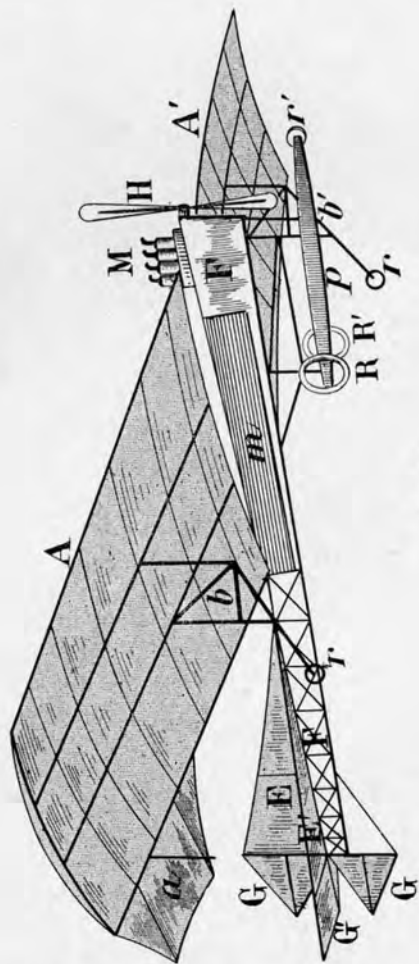


FIG. 65.

simples, si l'empennage n'a pas de fonction de sustentation, comme des *appareils en série*, si l'empennage contribue à la sustentation.

Ainsi, le monoplane *Antoinette IV* (fig. 65),

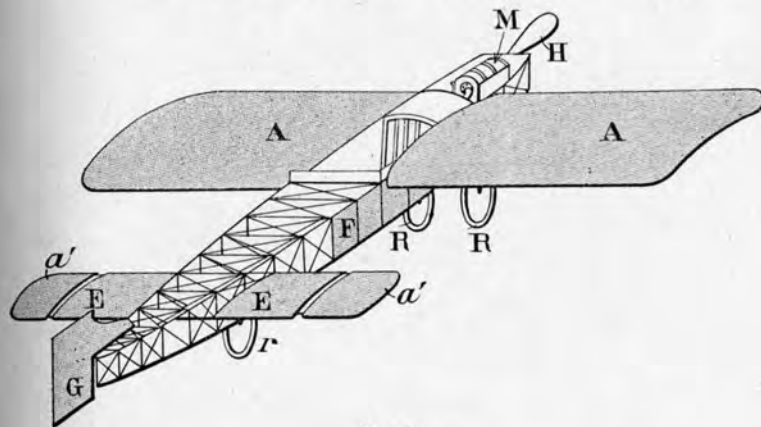


FIG. 66.

avec son empennage horizontal E' et parfaitement plan, est un monoplane simple ⁽¹⁾; le *Tellier* aussi. Le *Blériot IX*, représenté vu des trois quarts par l'arrière (fig. 66), est un monoplane

⁽¹⁾ Légende de l'*Antoinette IV*. — A, A' : ailes. — a, a' : ailerons. — G, G : gouvernail vertical. — G' : gouvernail horizontal (équilibreur). — F, F : fuselage. — E : empennage vertical unique. — E' : empennage horizontal. — M : moteur. — m : radiateur. — H : hélice. — R, R' : roues, — p : patin. — r' : roulette de la béquille protectrice de l'hélice. — b, b' : béquilles. — r, r : roulettes sous les béquilles b, b' des ailes.

Dans l'*Antoinette VII*, il n'y a plus d'ailerons, mais les ailes sont déformables.

en série, car l'empennage EE contribue à la sustentation. Le vieux projet de *flying-fish* d'H. Farman (fig. 67) représente aussi un monoplan en série ⁽¹⁾ avec ses plans sustentateurs avant A, A', A'', son plan sustentateur arrière (queue)

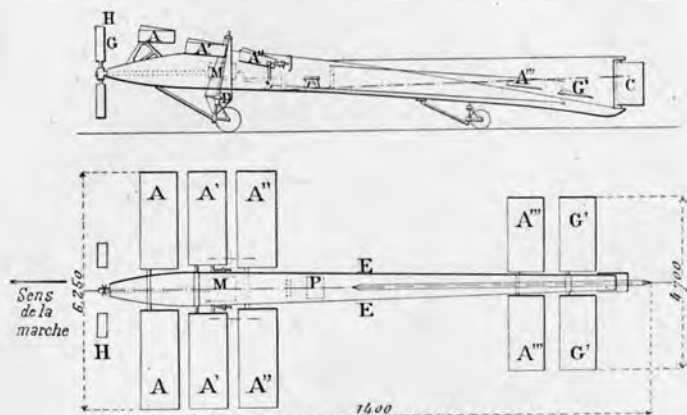


FIG. 67.

A'', son gouvernail de direction C et son gouvernail horizontal G'. Le Wright (fig. 9) est un biplan simple, tandis que le Voisin (fig. 68), avec l'empennage horizontal de sa queue Q, est un biplan en série.

Enfin, quand les appareils à surfaces superposées sont pourvus de surfaces verticales laté-

⁽¹⁾ Cette figure est extraite du très intéressant ouvrage de J. Armengaud intitulé : *le Problème de l'aviation et sa solution par l'aéroplane*.

rales, les divisant en plusieurs *cellules*, l'appareil est dit *cellulaire*. C'est précisément le cas des premiers Voisin, avec leurs trois cellules-avant A, B, C et leur cellule-arrière (queue) Q.

b) *Nef*. — La *nef*, c'est-à-dire l'ensemble des organes de l'aéroplane qui n'ont aucune fonction

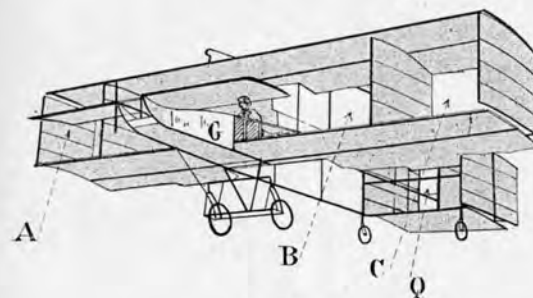


FIG. 68.

de sustentation, comprend : 1° la liaison entre les différentes surfaces, s'il y en a plusieurs; 2° la liaison du corps de l'aéroplane d'un côté avec les surfaces ou les cellules, de l'autre avec un châssis à roues ou tout autre organe de contact avec le sol; 3° le groupe formé par le — ou les — moteurs et le — ou les — propulseurs; 4° les organes de commande, les sièges de l'aviateur et des passagers, etc. Elle peut donc avoir des formes très différentes.

En général, la partie principale de la nef est le *fuselage*. Ex. : le fuselage F, F de l'*Antoinette IV* (fig. 64), celui F du *Blériot XI* (fig. 65).

C'est, en définitive, une poutre composée, légère et rigide, en bois ordinairement, quelquefois en acier (comme dans les appareils REP) et qui affecte plus ou moins la forme du bon projectile, c'est-à-dire celle d'un fuseau avec le gros bout vers l'avant. Lorsqu'il relie complètement l'avant de l'appareil à l'arrière, le fuselage

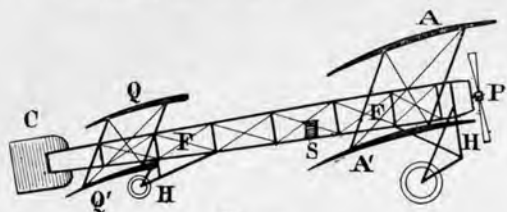


FIG. 69.

contient nécessairement le groupe moteur-propulseur et ses accessoires, ainsi que les sièges des aviateurs.

Le centre de gravité d'un aéroplane devant être placé à l'avant, le moteur, dont le poids représente une fraction importante de celui de l'aéroplane, doit donc être placé à l'avant et, de même, le propulseur, si on ne veut pas employer de transmissions compliquées (voir 1^{re} Partie, Chap. IV). Ex. : le *Calderara-Goupy* (fig. 69) (1),

(1) *Légende du Calderara-Goupy.* — A, A' : Surfaces-cellules avant. — Q, Q' : surfaces-cellules arrière (les deux extrémités arrière de la surface inférieure Q' constituant l'équilibre). — F, F : fuselage. — C : gouvernail de direction. — H, H : châssis à roues. — P : groupe moteur-propulseur. — S : siège du pilote. — Les surfaces-cellules sont écartées en escalier, d'où l'obliquité des montants.

le *Blériot XI* et l'*Antoinette IV*. Aussi, lorsqu'on a voulu placer le propulseur unique à l'arrière des surfaces portantes proprement dites (cellules avant), a-t-on été obligé de supprimer la partie postérieure du fuselage. Ex. : le fuselage FF du monoplan V. Tatin (fig. 70), celui du biplan *Voisin*. Il faut alors, pour relier

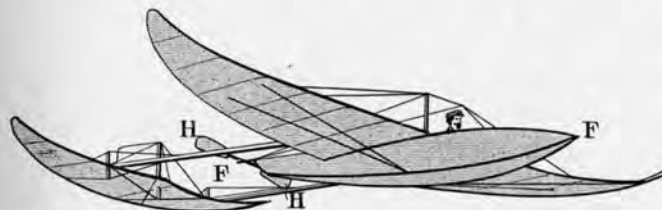


FIG. 70.

l'arrière à l'avant de l'appareil, pour rattacher les organes d'évolution au corps de l'appareil, des dispositions spéciales, comme celles de l'appareil *Voisin*.

Dans le *Wright* (fig. 106), dans le *H. Farman* et dans le *Curtiss*, dont les constructeurs n'ont pas voulu s'embarrasser d'un fuselage, les organes d'évolution sont soutenus par des bâtis auxiliaires. Toutefois, quand il n'y a qu'un moteur et qu'on emploie plusieurs propulseurs, il est possible de placer ceux-ci à côté du fuselage, auquel, alors, on peut conserver son intégrité.

c) *Organes d'évolution et organes de contact avec le sol.* — Souvent c'est par l'intermédiaire d'un cadre vertical, rigide, formé de

montants en bois et de tubes d'acier, et qui supporte le fuselage ou, au moins, son avant, cadre appelé *châssis* et muni de *roues* élastiques orientables, qu'au départ ou à l'atterrissage on établit le contact de la machine avec le sol ⁽¹⁾. Ex. : le *Voisin* ⁽²⁾, le *Blériot*. Ce n'est que dans l'ancien *Wright*, où les procédés de départ et d'atterrissage sont tout à fait particuliers, que l'appareil ne prend contact avec le sol que par le seul intermédiaire de *patins en bois* (fig. 106). Actuellement, les constructeurs ont une préférence marquée pour un système mixte formé de patins et de roues reliés ensemble par un système élastique réduit souvent à une simple ligature en caoutchouc. Les Wright eux-mêmes, dans leurs derniers appareils, ont appliqué un système roulant à trois roues.

Le gouvernail de direction est toujours à l'arrière, sauf cependant dans l'ancien *Blériot X* (le seul exemple de ce genre) où il était placé à l'avant; mais cet appareil n'était qu'un appareil d'étude. Les gouvernails de profondeur sont placés tantôt à l'avant, comme dans l'ancien *Wright*, tantôt à l'arrière, comme dans les *Antoinette*, ou, à la fois, à l'avant et à l'arrière, comme dans les nouveaux *Wright* que

⁽¹⁾ Curtiss emploie des roues non orientables, ce qui nécessite des précautions tout à fait spéciales au moment de l'atterrissage, mais simplifie notablement la construction.

⁽²⁾ Pour tout ce qui concerne le *Voisin* et le *Wright*, anciens types, nous engageons nos lecteurs à se reporter aux figures 109 et 119, ainsi qu'aux légendes correspondantes.

l'on a munis d'un équilibreur double, dispositif employé pour la première fois par H. Maxim, et qu'ont adopté H. Farman, l'*Astéria*, etc. Équilibreurs avant et équilibreurs arrière sont souvent *dédoublés*, c'est-à-dire *biplans*, lorsque la construction de l'appareil le nécessite.

Quant aux moyens d'établir l'équilibre transversal, à côté des appareils à surfaces verticales, tels que l'ancien *Voisin* et quelques types de *M. Farman*, on trouve des appareils à ailerons (appareils *Curtiss*, *H. Farman*, *Grade*, *nouveaux Voisin*, etc.) ou à déformation des surfaces (appareils *Blériot*, *Antoinette*, etc.).

d) *Conclusions*. — On peut adopter pour les aéroplanes la classification suivante :

- 1° En ce qui concerne les surfaces : appareils monoplans, biplans, triplans, etc., en série ou non ;
- 2° En ce qui concerne le fuselage : appareils sans fuselage, à fuselage coupé, à fuselage entier ;
- 3° En ce qui concerne les organes d'évolution et de direction : appareils à organes d'évolution postérieurs, antérieurs, mixtes ou doubles ;
- 4° En ce qui concerne le départ et l'atterrissage : appareils à châssis, appareils à patins, appareils mixtes ;
- 5° Enfin, en ce qui concerne les propulseurs : appareils à propulseur unique ou double, antérieur ou postérieur.

II. Avantages et désavantages des différents types d'appareils. — *Rendements*. — Abstraction faite du choix à faire entre le système de châssis à roues

et celui des patins, systèmes qui seront examinés plus loin (Chap. III), cherchons à comparer les différents types d'aéroplanes dont il vient d'être question, de façon à mettre le lecteur à même de choisir un type déterminé et, cela fait, à établir le projet de l'appareil dont il veut se servir.

On a vu plus haut (1^{re} Partie, Chap. III), qu'un appareil en série ou à empennages est plus facile à conduire et, par conséquent, moins dangereux que les autres. Mais alors, d'autres questions interviennent.

En effet, le pouvoir portant des surfaces en série est, comme nous l'avons indiqué précédemment (1^{re} Partie, Chap. I), amoindri par ce fait que les surfaces postérieures travaillent dans des filets d'air qui ont été troublés par les surfaces antérieures. De plus, les liaisons que le système en série impose et qui rendent nécessaires soit l'emploi d'un fuselage, soit celui d'un bâti auxiliaire, impliquent : 1° un surcroît de poids ; 2° une augmentation de la résistance à la pénétration. De même pour les surfaces étagées où la présence des montants, des tirants, des raccords, etc., qui relient une surface à l'autre, intervient pour augmenter la résistance à la marche et engendre des remous fort nuisibles. Par conséquent le *rapport des com-*

posantes $r = \frac{F}{P}$ d'un aéroplane (voir 1^{re} Partie, Chap. I), minimum pour un monoplan simple, un peu moins favorable pour un monoplan en série,

augmente du monoplan au biplan, du biplan au triplan, etc., cette augmentation devenant encore plus sensible si ces multiplans sont des appareils en série. Donc, à mesure qu'on passe du type le plus simple au type le plus compliqué, une fraction de plus en plus grande de la puissance du moteur est absorbée par des organes qui *ou* n'ont aucune action sustentatrice *ou* n'en ont qu'une relativement très faible, ces organes ayant, en effet, pour principale raison d'être le désir d'augmenter la stabilité ou de diminuer l'encombrement. On est donc ainsi amené : 1° à employer des moteurs de plus en plus *massiques*, c'est-à-dire de plus en plus légers à égalité de puissance ; 2° à diminuer le *poids utile* emporté. Certes, la création de moteurs rotatifs, tels que le *Gnome*, extra-légers et d'une marche sûre, a permis, dans ces derniers mois, de négliger cette importante question de la *fraction de puissance* inutilement dépensée, mais il est hors de doute qu'elle reviendra sous peu à l'ordre du jour.

D'un autre côté un multiplan est plus stable qu'un monoplan (1^{re} Partie, Chap. III), un multiplan en série est préférable à un multiplan à surfaces étagées, parce que, par suite de l'empatement, il est plus facile de lui donner de la stabilité. De plus, dans un multiplan, on peut appliquer des méthodes d'assemblages qui permettent d'obtenir un ensemble plus léger que celui du monoplan correspondant, de construction infiniment plus délicate. Enfin un multiplan, qui comporte l'emploi de petites envergures devrait

être *moins encombrant* qu'un monoplan de même surface totale. Malheureusement, faute d'études absolument complètes et définitives sur la courbure à donner aux surfaces portantes et le choix de l'angle d'attaque, ce résultat n'est pas encore atteint.

Ainsi, aucune conclusion ferme n'est possible. Comme le fait remarquer M. E. Picard dans son rapport sur le *Prix Osiris*, partagé par l'Institut de France, l'an dernier, entre G. Voisin et L. Blériot, « si, dans les appareils à équilibre automatique, et particulièrement dans les appareils à cellules, la stabilité est mieux assurée que dans le *Wright* et même que dans le *Blériot*, en revanche ces derniers possèdent trois degrés de liberté, c'est-à-dire que le pilote y dispose, pour rétablir l'équilibre troublé, de *trois variables* relatives, la première au gouvernail de direction, la seconde au gouvernail de profondeur, la troisième aux ailerons ou, à leur défaut, au gauchissement. Il n'en est pas de même pour le *Voisin*, qui n'a à sa disposition que deux de ces variables, le gouvernail de direction et le gouvernail de profondeur. Tandis que son mouvement, et d'une façon générale celui d'un multiplan, peut être comparé au mouvement de la flèche, le mouvement d'un *Blériot*, et en général d'un monoplan, rappelle le mouvement plus souple de l'oiseau, mais présentant aussi plus de risques, surtout dans les virages, et demandant un grand sang-froid au conducteur. »

Ces considérations n'ont aucunement perdu de

leur valeur. On pourrait encore les appliquer, aujourd'hui, à un grand nombre d'appareils qui offrent toute une gamme graduée au point de vue et du *rendement*, c'est-à-dire du *poids utile soulevé par HP*, et de la facilité de la manœuvre. Mais il importe de remarquer (nous l'avons déjà fait entrevoir dans la *Notice Historique*) que les types à l'origine les plus différents tendent de plus en plus, à cette heure, à se fondre, à s'unifier.

Les *Wright* actuels ont emprunté à l'école française ses roues et se sont munis d'un équilibreur double. Dans les derniers *Voisin*, les cloisons verticales sont supprimées, des ailerons, d'origine américaine, analogues à ceux des *H. Farman*, ont été adoptés, le fuselage supprimé ou, au moins, réduit (comme on le fait, d'ailleurs aujourd'hui, pour tous les biplans), les châssis très allégés. Dans les *H. Farman*, la queue a été souvent réduite à un simple plan (*queue monoplane*), le fuselage supprimé, les roues françaises intelligemment adaptées aux patins américains (*fig. 71*) ⁽¹⁾. Tout le monde adopte, comme sur-

⁽¹⁾ *Légende du H. Farman* (type réduit). — 1° *Élévation*. A : surface inférieure. — B : surface supérieure. — C, C' : ailerons. — G, G' : roues. — $p_1p'_1, p_2p'_2$: patins (perpendiculaires au plan de la figure). — E : équilibreur avant. — 2° *Plan*. B : surface supérieure. — B₁, B₂ : portions de la surface supérieure portant les ailerons et dépassant la surface inférieure. — ω : ouverture pour l'hélice. — I : levier de manœuvre des gouvernails verticaux H, H'. — Fz : queue monoplane. — A' : équilibreur-arrière. — M, M : longerons reliant la queue à la cellule-avant.

faces sustentatrices, les surfaces épaisses (théorie du bon projectile), tout le monde se copie. Est-ce la marche vers l'unification des types,

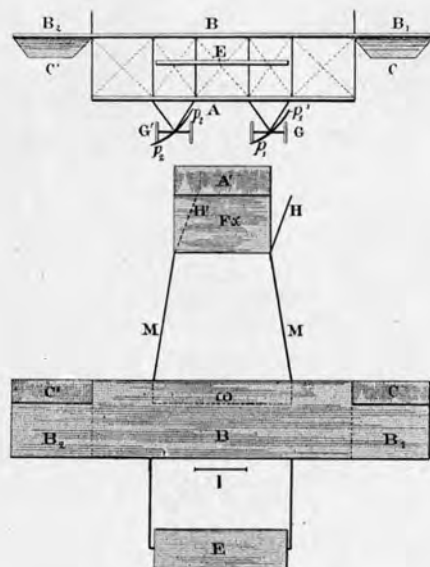


FIG. 71.

du moins au point de vue sportif et militaire? Peut-être, puisque biplans et monoplans eux-mêmes montrent une tendance à converger, à fusionner.

Non seulement la queue monoplane gagne, en effet, de plus en plus (*Voisin, Curtiss, Sommer*, etc.), mais, en outre, Farman a diminué

la surface inférieure de la cellule-avant (type réduit), et l'*Asteria*, qui s'est mise à la tête de cette transformation, a fait mieux : elle ne conserve de la surface inférieure que juste ce qu'il faut pour avoir une construction avec la poutre-armée au centre. Aussi cet appareil qui, s'il se rapproche des monoplans pour sa puissance de pénétration (sans avoir, comme eux, les inconvénients qui résultent de la place de l'hélice à l'avant du fuselage), possède tout de même la solidité légère d'un biplan, est-il doué du rendement optimum que donne l'emploi d'une seule surface portante.

En résumé, à l'heure actuelle, c'est à l'aviateur lui-même à choisir le type qui lui convient le mieux, c'est-à-dire celui qui présente le mieux les qualités spéciales qu'il se propose de demander à sa machine : poids utile, vitesse, etc. L'important, cependant, est de ne pas oublier qu'au point de vue de l'apprentissage, rien ne vaut le système cellulaire, et, surtout, de laisser de côté, dans son choix, toute préoccupation esthétique.

CHAPITRE II

Membrure d'un aéroplane

I. *Pièces.* — Les pièces, généralement en bois, qui constituent la membrure de la presque totalité des organes d'un aéroplane (abstraction faite, bien entendu, du châssis et du groupe moteur-propulseur), s'appellent :

Montants, quand elles sont développées dans une direction verticale ou très proche de la verticale ;

Longerons, quand elles sont développées dans une direction horizontale ou presque horizontale ;

Segments de longerons ou, simplement, *segments*, quand elles constituent des longerons très courts ;

Éléments de courbe ou, simplement, *éléments*, quand on les emploie à la construction des surfaces, auxquelles elles doivent assurer la courbure indéformable nécessaire ⁽¹⁾.

Un principe domine le mode d'emploi de

⁽¹⁾ La construction et l'assemblage des tubes et autres éléments métalliques qui peuvent être employés dans un aéroplane, s'opèrent par des méthodes analogues à celles que l'on emploie dans toutes les constructions du même genre : le rivetage, la soudure autogène sont les plus usitées. Nous n'en parlerons pas ici : nous sortirions de notre cadre.

toutes ces pièces : c'est qu'un aéroplane devant être, par essence, un système aussi indéformable que possible, *en général, elles ne doivent jamais travailler à la flexion* ⁽¹⁾. Aussi, pour les pièces *découvertes*, destinées, comme leur nom l'indique, à supporter directement, pendant la marche, la pression de l'air, faut-il chercher à leur donner la forme qui présente le moins de



FIG. 72.

résistance à l'avancement, tout en restant, cependant, dans les limites qu'im-

posent leurs fonctions plus ou moins spéciales. La forme de la section des montants qui relient entre elles les surfaces d'un multiplan doit donc être celle du bon projectile (*fig. 72*) ; et, de plus, afin d'éviter toute flexion, cette section doit être plus grande au milieu qu'aux extrémités (*fig. 73*). Mais ces précautions ne sont ni nécessaires ni utiles pour les pièces qui sont *couvertes*, c'est-à-dire ne subissent pas directement le choc des molécules d'air. Ex. : les montants des fuselages qai, sans inconvénients, peuvent être à section carrée ou rectangulaire. A plus forte raison, elles ne sont ni nécessaires ni utiles pour les sièges et autres organes accessoires, dont la forme et l'épaisseur sont, naturellement, très variables.

⁽¹⁾ Pour tout ce qui a rapport au travail du bois, voir la 3^e Partie, Chap. II.

Pour les montants et toutes les pièces qui doivent être très résistantes, le bois employé, quand on ne se sert pas de tubes d'acier ⁽¹⁾, est le *frêne*; pour les autres, des bois légers, comme le *peuplier* et même le *grisard*, suffisent. Pour les sièges et autres accessoires, on emploie le *chêne*. Le *spruce*, bois de sapin d'Amérique, employé depuis longtemps dans les canots de course, très souple et très résistant, à texture très serrée et, en même temps très léger, est, sans aucun doute, le plus avantageux. Le *bambou* est quelquefois employé, à la place du spruce, dans les appareils que l'on veut rendre très légers. Le *cédrà* est employé par la maison Antoinette dans la construction de ses ailes ⁽²⁾.

La maison Espinosa fabrique de bons *montants creux*, par conséquent très légers et, en même temps résistants, constitués, paraît-il, par des faisceaux de pièces en bois réunies entre elles soit par de la toile collée, soit par une simple bande de coton bien serrée.

⁽¹⁾ Actuellement, certaines maisons se servent de montants d'acier au nickel : on peut augmenter ainsi la portée des points d'appui, diminuer le nombre des tirants, haubans, etc.; mais, évidemment, ces dernières pièces travaillent alors davantage. Quant à l'appareil, son poids reste à peu près le même.

⁽²⁾ Voir, 3^e Partie, les Tables D, E, F, G, H.



FIG. 73.

REMARQUE. — Les ingénieurs autrichiens Etrick et Wells ont obtenu, paraît-il, de très bons résultats en reliant ensemble des faisceaux formés de longues lattes fabriquées avec les fibres corticales du bambou.

On a aussi essayé des pièces formées de tubes constitués par des spirales en bois mince enroulées en sens inverse les unes des autres, collées les unes aux autres.

II. Fuselages. — La *poutre armée* qui constitue le fuselage peut se construire soit en bois,

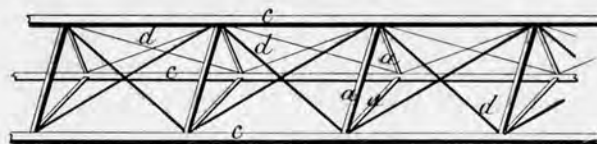


FIG. 74.

soit en tubes d'acier. Le bois vaut mieux pour les petites constructions : il les rend plus légères, les pièces cassées sont remplacées ou réparées plus rapidement. Il y a l'humidité qui gêne ; mais les déformations qu'elle cause sont facilement annulées par le réglage de *tirants* en acier.

En général, le fuselage est constitué par trois ou quatre longerons *c*, reliés entre eux par des montants *a* et des segments de longerons horizontaux *b*, de sorte que sa section affecte soit la forme triangulaire (*fig. 74*), soit celle d'un rectangle (*fig. 75, 76*). Dans les deux cas, il est

toujours formé d'une série continue de prismes triangulaires ou quadrangulaires, dont les faces

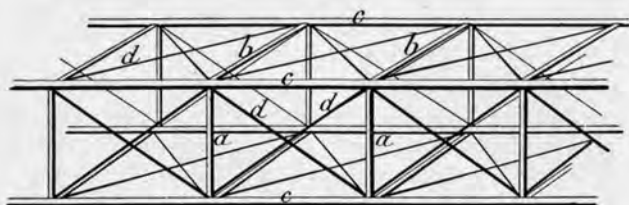


FIG. 75.

sont des rectangles, et comme le rectangle est, par sa nature, une figure déformable, il est nécessaire de constituer leurs diagonales par des tirants en acier *d*, tirants qui disparaissent, au moins en partie, dans les fuselages triangulaires.

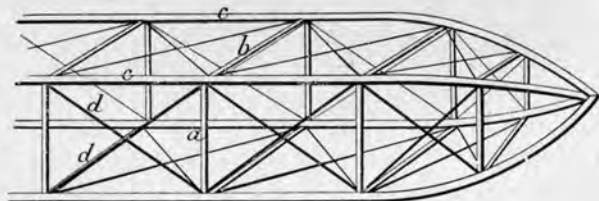


FIG. 76.

le triangle étant, par sa nature, une figure indéformable (fig. 75).

En somme, toutes ces précautions sont analogues à celles que l'on prend dans la construction des *ponts à treillis* (un fuselage pouvant, en définitive, être considéré comme un pont dont la

charge est équilibrée par les réactions de l'air sur les surfaces portantes, antérieures et postérieures); et, grâce à leur emploi, le bois travaille toujours à la compression ou à la traction, les tirants diagonaux travaillant à la traction ⁽¹⁾. On diminue, d'ailleurs, considérablement la résistance du fuselage à la pénétration tout en augmentant légèrement son poids, en le recouvrant, en tout ou en partie, d'une toile, collée ou fixée par des agrafes, qui en fait un fuseau dont la courbure régulière et peu accentuée facilite l'écoulement des filets d'air.

Le plus souvent, la carcasse du fuselage, c'est-à-dire les trois ou quatre longerons principaux, est en frêne ou en spruce. Les parties qui fatiguent le moins peuvent être construites avec les bois plus légers mentionnés *Table A*, 3^e Partie.

Les longerons, même de grandes dimensions, ne sont pas nécessairement d'une seule pièce : deux pièces de bois jointes entre elles par des boulons ou vissées, ou même collées, peuvent faire d'excellents longerons. Mais il faut alors avoir soin de faire le *joint* très long, de lisser parfaitement les surfaces de contact, d'employer des colles tout à fait supérieures, de polir le bois avec de l'acide acétique avant de le coller (il est d'ailleurs avantageux de dissoudre la colle elle-même dans de l'eau à laquelle on a ajouté un peu d'acide acétique). Puis, pour augmenter la solidité du tout, il est indispensable, quel que

(1) Voir la 3^e Partie, Chap. II.

soit le mode d'assemblage, d'entourer le joint de *toile collée*, et c'est, d'ailleurs, ce que l'on doit toujours faire quand on a lieu de craindre que le bois éclate ⁽¹⁾.

Quant aux fils d'acier des tirants, ce sont ceux du type dits *cordes à piano*. La qualité en est légèrement modifiée afin de les rendre moins



Fig. 77.

cassants, et leur limite d'élasticité très grande.

Toutefois on peut trianguler complètement un fuselage et, en général, une poutre, de façon à *se passer de toute espèce de tirants*. Dans ce cas (fig. 77), les rectangles élémentaires de la poutre sont rendus rigides et indéformables au moyen d'une seule et unique diagonale en bois, qui divise le rectangle en deux triangles indéformables, les triangles A et B, par exemple.

Observons enfin, que dans les appareils où le corps de l'aviateur est isolé et reçoit en plein air le vent provoqué par la marche de l'aéroplane, on peut diminuer la résistance à la pénétration créée dans ces conditions en disposant un dièdre

⁽¹⁾ Nous conseillons fermement d'entourer de toile collée les extrémités des palettes des hélices qui, étant donnée la vitesse de rotation, sont toujours susceptibles d'éclater.

en mica, ou *coupe-vent*, à l'avant de l'aviateur. Le visage toutefois, ne doit pas être protégé, car pour la manœuvre, il peut être utile d'avoir la sensation du vent.

REMARQUE. — Quoique les méthodes de constructions métalliques ne soient pas à leur place

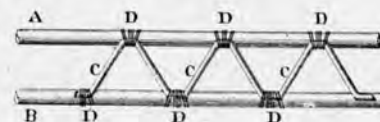


Fig. 78.

dans ce *Manuel*, étant donné, cependant, que l'acier a fait son apparition dans les aéroplanes et que son emploi s'imposera, très probablement, lorsqu'on abordera le *problème des forts tonnages*, nous croyons devoir donner ici une idée d'une méthode assez intéressante de construction des poutres-armées en acier.

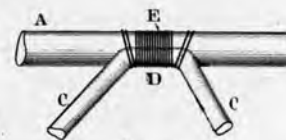


Fig. 79.

Dans ce procédé, les tubes d'acier A et B sont reliés entre eux par un tube unique C replié comme l'indique la figure 78. L'assemblage aux points D se fait comme il suit : le tube C, replié en D, est ouvert de façon à entourer en partie le tube A (fig. 79); une ligature très serrée en fils d'acier très minces E, assure la liaison; la surface de contact et ligature sont soigneusement soudées à l'étain.

Ce procédé peut s'appliquer à toutes sortes de poutres armées. Mais où il s'applique le mieux, c'est dans la section triangulaire.

III. Assemblages. — Quelquefois des *bandages en toile collée*, repliés plusieurs fois, peuvent suffire pour relier deux pièces de bois faisant

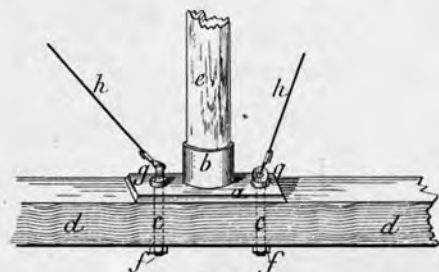


FIG. 80.

entre elles un certain angle ; mais l'opération exige un soin considérable. Mieux vaut les systèmes suivants :

Pour l'assemblage d'un montant avec un longeron, par exemple, on emploie souvent des *raccords d'aluminium*, formés d'un petit plateau *a* sur lequel repose un collier *b* (fig. 80, 81) ; des trous *c, e* permettent de boulonner le raccord sur le longeron *dd* ; le montant *e* est simplement fixé dans le collier *b* par pression ; les boulons tels que *ff*, qui fixent le raccord au longeron, sont pourvus d'un œillet *g*, dans lequel on fixe les fils d'acier *h* des tirants. La figure 82 montre un

moyen très simple de fixer les tirants : les fils *a* sont passés dans un petit *tube* de cuivre *b*, ensuite dans l'œillet *c*, puis retournent dans le tube en cuivre *b*, préalablement aplati et qui a juste la section nécessaire pour laisser passer les fils,

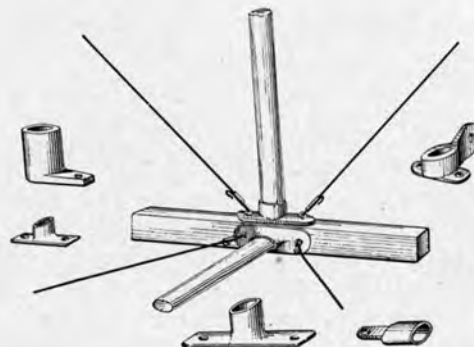


FIG. 81.

qui, finalement, sont repliés en *d*. On peut encore, au lieu de recourber deux fois les fils, les souder à l'entrée et à la sortie d'un petit tube en fer-blanc, à l'aide d'une goutte de *soudure à l'étain*.

Le système de fixation des fils à l'aide d'œilletons ou de la soudure permet, non seulement de les fixer à un trou quelconque, mais aussi de former les tirants de deux parties reliées par des *tendeurs*, dont on voit des modèles dans les figures 83 et 84. Sauf le cas d'assemblages rigides par triangulations complètes en bois, ou en tubes

d'acier, tels que ceux décrits un peu plus haut, assemblages qui dispensent de tout système de tension, on a toujours besoin, en effet, de se servir de tendeurs de fils.

En général, ils sont constitués par une douille filetée *ab* (fig. 83) dont les extrémités *a* et *b* sont fendues; des écrous coniques *c* assurent l'indesserrabilité des vis *d*. Mais il existe d'autres types de tendeurs.

Celui représenté (fig. 84) avec une douille en cuivre *a*, très pratique, est beaucoup moins coûteux que le précédent : l'indesserrabilité y est obtenue au moyen d'un fil d'acier *c* qui passe dans un trou central *o* et est replié dans l'un des trous *p* des vis *d*.

Un troisième type de tendeur, de construction facile et de grande résistance, représenté dans la figure 85, est constitué par un U en fil d'acier AA, dont les deux branches sont enfilées dans une petite rondelle BB



FIG. 83.

sur laquelle ils sont rabattus à froid et fixés par une goutte d'étain. La rondelle porte un troisième trou, placé à son centre, à travers lequel passe une vis C munie d'un écrou D.

La figure 86 offre un exemple d'un quatrième

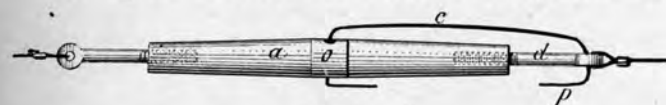


FIG. 84.

type de tendeur plus massif, analogue au précédent. Tous ces systèmes peuvent, d'ailleurs, être

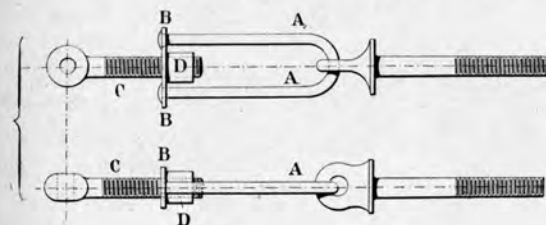


FIG. 85.

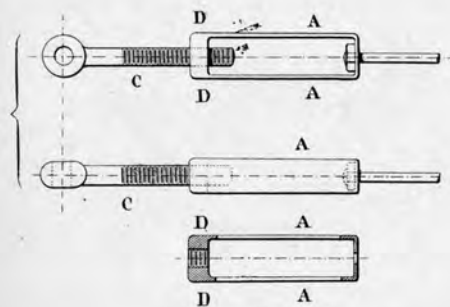


FIG. 86.

employés en toute sécurité : ils ont fait leurs preuves.

Un autre mode d'assemblage des longerons et des montants, beaucoup plus simple que celui par raccords d'aluminium, car il supprime tout tendeur et, en même temps, est plus léger, est le *système Blériot*. Dans ce système, dit système par *fil à U* (fig. 88), fils d'acier cintrés et filetés, le montant A est entaillé en *a* de façon à permettre le passage du fil à U, que les deux écrous *b* serrent contre le lon-

geron B (fig. 87), de manière à régler convenablement la tension des fils *x* et *y*; seulement ce

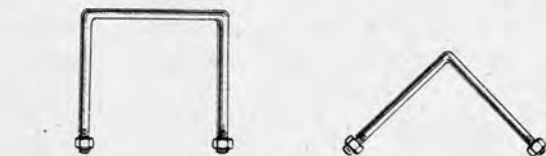


FIG. 87.

FIG. 88.

réglage exige une mise au point très soignée, très délicate. Avec deux fils en U, il est d'ailleurs possible de relier trois pièces de bois (fig. 89).

On peut encore, pour l'assemblage des poutres triangulaires en bois, se servir d'équerres en

tôle ou en plaque d'aluminium (fig. 90). Il suffit alors de faire passer les tirants dans les trous *c* et *c'*.

Bien d'autres systèmes peuvent être imaginés pour assembler les pièces de bois d'un aéroplane : nous nous sommes arrêtés d'abord sur ceux qui nous paraissent les meilleurs. Rappelons cependant le *système Wright*, très primitif, mais

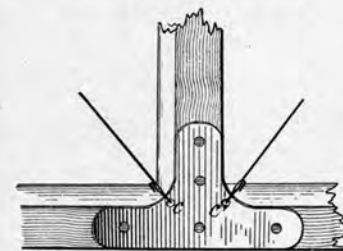


FIG. 90.

permettant la construction d'assemblages rigides et, en même temps, susceptibles de se déformer au gré de l'aviateur.

Dans ce système, le montant A (fig. 91) se termine par un œil B fixé avec une ligature en fil d'acier; sur les longerons C est fixée

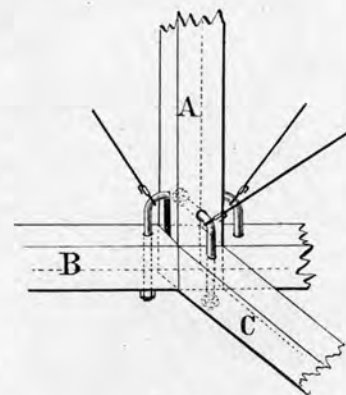


FIG. 89.

une pièce spéciale D, un *fer à C*, pris dans la charnière *w* charnière elle-même fixée au longeron par les vis *p, p*. Les tirants *x* et *y* ainsi que l'œil des

montants sont enfilés dans les extrémités de cette pièce, leur sortie étant empêchée par les goupilles γ, γ . Le montant A est donc simplement relié au longeron B par une sorte de joint à la Cardan, et le rectangle correspondant de la poutre, tout en étant rigide, devient déformable; il suffit, pour cela, d'allonger ou de raccourcir les tirants diagonaux.

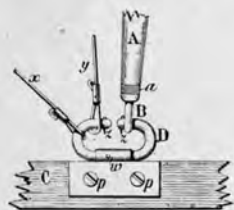


FIG. 91.

Mentionnons enfin le système, un peu coûteux, dans lequel chaque extrémité des montants est entourée par une bague en acier a traversée par

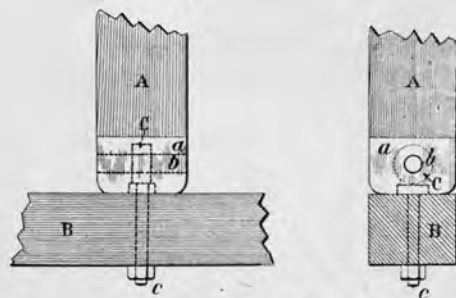


FIG. 92.

un petit tube b (fig. 92) qui relie la bague à un boulon c . Il est évident que ce système d'assemblage des montants A et des longerons B : 1° offre l'avantage d'être très léger et de ne pré-

senter aucune partie superflue à la résistance de l'air; 2° permet de ne percer les longerons que d'une seule ouverture, pratiquée justement à l'endroit où les ruptures sont le moins à craindre; 3° constitue un excellent mode d'attache pour les tirants, qui peuvent être facilement fixés au tube b .

IV. Surfaces portantes. — La membrure des surfaces d'un aéroplane est constituée par une



FIG. 93.

série de deux ou plusieurs *longerons*, parallèles entre eux et à la direction de l'envergure, reliés par des *éléments transversaux* auxquels on fixe la toile employée, éléments parallèles à la marche. Ces éléments peuvent être constitués de façons différentes; mais les trois principaux types sont :

Le type A (fig. 93), formé : 1° d'une latte inférieure a , en frêne pour les *éléments principaux* (ceux qui doivent supporter les plus grands efforts), en bois plus léger pour les autres, ceux qu'on appelle *éléments de distribution*, et dont la fonction est de permettre de répartir sur une plus grande surface l'effort exercé par l'air; 2° d'une latte verticale b , destinée à renforcer la première pour obtenir la courbure voulue, c'est-à-dire pour donner à la surface portante la

forme de bon projectile. Pour fixer cette latte, on peut avoir recours au système suivant : on fixe la latte inférieure a sur un gabarit en bois en la forçant à suivre la courbure au moyen de pointes et on cloue sur elle la latte b en forçant celle-ci de suivre cette courbure.



FIG. 94.

Le type B (fig. 94), formé d'une latte verticale a , d'ordinaire en acajou, en sapin ou en frêne, selon l'importance de la pièce, allégée au moyen de trous, sur laquelle sont clouées et collées deux lattes horizontales b et c . On a ainsi une section à double T, très avantageuse, que l'on peut renforcer aux points faibles par des

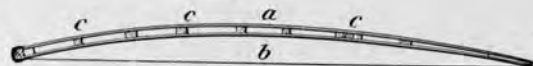


FIG. 95.

plaques en fer-blanc ou en celluloïd, appliquées de chaque côté de la latte verticale a .

Le type C (fig. 95), formé de deux baguettes a et b , à section carrée ou légèrement rectangulaire, entre lesquelles sont clouées et collées des pièces carrées c .

Reste maintenant à examiner comment il faut disposer, les uns par rapport aux autres, longerons et éléments :

a). — Pour un *biplan*, le plus simple, le moins

coûteux, est de constituer chaque surface par deux longerons, un longeron antérieur a , un longeron postérieur b , et par un certain nombre d'éléments c et de tirants diagonaux d, d' (fig. 89). Il est désirable que les éléments, dans leur partie postérieure, dépassent le longeron arrière, ce qui rend la partie postérieure de l'aile un peu élastique, comme celle des oiseaux. Ces éléments, du type A, sont placés à une assez grande distance les uns des autres et correspondent, en général, avec les montants M_a, M_b , qui rendent solidaires

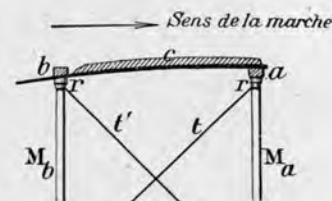


FIG. 96.

l'une de l'autre les deux surfaces portantes (fig. 96); à l'avant et à l'arrière, ils se rattachent aux longerons a et b , auxquels ils sont encastres et fixés par des clous ou, encore, par les boulons qui relient aux longerons les raccords d'aluminium r, r' des montants M_a, M_b , montants que relient entre eux des tirants diagonaux t, t' . Quant à la *toile*, elle est appliquée et cousue aussi parfaitement que possible au-dessus des éléments, à moins qu'elle ne soit simplement fixée à l'aide de colle forte (ou de caoutchouc soluble, si le tissu est caoutchouté) et alors on renforce l'action de la colle par de petits clous. A l'arrière, on a soin de lui faire suivre le contour $xy\zeta$ (fig. 97) du fil d'acier qui détermine le bord arrière de la

surface. Presque toujours des *bandes de toile* recouvrent les éléments et les longerons, formant ainsi des gaines à l'intérieur desquelles la presque

totalité de la membrure des ailes est emprisonnée. Disons tout de suite que, à quelque type qu'appartienne l'aéroplane, lorsque la toile est bien fixée, une fois l'aéroplane en marche, par suite de la pression du vent, d'elle-même elle adhère aux éléments.

Observons que ce genre de construction est tout à fait indiqué pour le système cellulaire, car il est naturel, évidemment, d'appliquer à deux ou plusieurs surfaces éta-

gées, séparées par des montants verticaux, la construction en poutre armée, à section rectangulaire, examinée plus haut à propos du fuselage. Les figures 96, 97 montrent, en effet, que les longerons a, b des surfaces, les éléments principaux c et les montants correspondants M_a, M_b

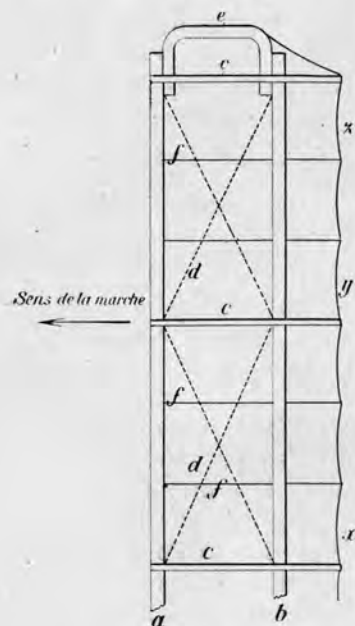


FIG. 97.

forment une série de parallépipèdes (fig. 134) dont les faces rectangulaires sont rendues indéformables par les tirants d, d (longerons et éléments), t, t' (longerons et montants), r, r' (éléments et montants). D'ailleurs, entre les éléments dont il a été question ci-dessus, qui correspondent à des montants et qu'on peut ainsi qualifier d'*éléments principaux*, rien n'empêche d'intercaler des *éléments secondaires* (éléments de distribu-



FIG. 98.

tion) f, f , plus légers, uniquement destinés à assurer la courbure régulière de la toile ⁽¹⁾. Mais ce résultat est difficile à obtenir; il y a quand même des aspérités qui gênent l'écoulement des filets d'air. Aussi le seul avantage de ce procédé est-il dans sa facilité d'exécution.

Si l'on veut obtenir des surfaces ayant un *rendement optimum*, il faut d'abord faire disparaître les irrégularités, les bosses, qu'entraîne l'emploi du mode de construction que l'on vient d'indiquer et, de plus, se rapprocher de la forme du projectile idéal, c'est-à-dire remplacer les *surfaces minces* dont la construction vient d'être décrite, par des *surfaces épaisses*, c'est-à-dire par des surfaces à *double entoiture*. Mais, alors, il est pré-

⁽¹⁾ Dans la figure 97, e est une pièce de bois recourbée qui relie les deux longerons a, b .

férable d'employer des éléments du type B ou C.

Au lieu de deux longerons, on peut en employer, trois, quatre, etc.⁽¹⁾. Examinons le cas de quatre longerons.

Dans ce cas, les éléments du type B sont alors tout indiqués (fig. 98). Mais les longerons extrêmes *a* et *b* doivent se réduire à de simples *becs* (*aa*, bec-avant; *bb*, bec-arrière), qui relient entre eux tous les éléments *d*, *d*, *d*, et les montants avant doivent correspondre avec le second longeron *cc* (longeron principal avant), tandis que les montants arrières doivent correspondre avec le longeron principal-arrière *c'c'*, l'armature complète de la surface de sustentation

Sens de la
marche

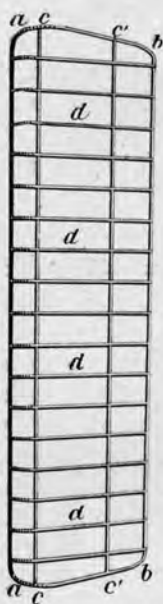


FIG. 99.

affectant, en fin de compte, la forme indiquée par la figure 99⁽²⁾.

⁽¹⁾ L'usage de tubes d'acier au nickel rend inutile cette augmentation du nombre des longerons; l'emploi du type C aussi.

⁽²⁾ *aa*, bec-avant; *bb*, bec-arrière; *cc*, longeron principal-avant; *c'c'*, longeron principal-arrière; *d, d, d, ...*, éléments.

Quant à l'entoilure qui, nous l'avons dit, est double, la *toile supérieure* peut être ou collée ou clouée (les éléments, eux, sont introduits dans des gaines que l'on coud avec elle), la *toile inférieure* n'exigeant pas autant de précautions, car elle s'applique d'elle-même contre la machine pendant le vol, la surface portante étant, en fin de compte, constituée par une double toile, sorte de grande gaine à l'intérieur de laquelle éléments et longerons sont parfaitement noyés pour le plus grand avantage du rapport *r* des composantes de l'appareil.

Ajoutons qu'au lieu de se servir de gaines on peut fixer la toile supérieure sur les éléments à l'aide de petites *lattes extérieures*, en bois, extrêmement minces et retenus par des pointes.

Éléments et longerons s'assemblent comme il suit :

Soit un longeron placé à l'extrémité d'un élément du type B (fig. 98). Il suffira, pour l'assemblage, que ce longeron ait une section arrondie et aplatie du côté qui vient s'appliquer sur la latte inférieure de l'élément. Comme l'indique la figure, le longeron antérieur *a* est alors réduit à un simple bec creux; le longeron principal-avant *b* est à section rectangulaire; de même le longeron principal-arrière *c*; enfin, le longeron postérieur *d* est réduit à une simple latte d'assemblage.

Pour les éléments du type C, on peut avoir recours au système représenté par la figure 100, qui montre comment les baguettes *a* et *b* peuvent être assemblées avec le longeron-avant, dont la

section seule est figurée à l'aide de hachures. Pour les relier, on emploie de préférence de simples *ligatures* de ficelle, ce qui donne en outre la souplesse nécessaire pour le gauchisse-

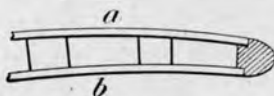


FIG. 100.

ment, lorsque cet organe d'évolution est employé. Au lieu de la latte postérieure, c'est un fil d'acier bien tendu qui peut relier à l'arrière tous les éléments.

REMARQUE. — Dans la figure 100 on voit la



FIG. 101.

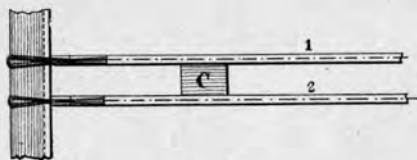


FIG. 102.

liaison par ligature d'un longeron avant avec un élément du type C, et la figure 102 montre la possibilité d'obtenir des éléments très renforcés et

en même temps légers, dénommés *éléments doublés*, en disposant à côté l'un de l'autre deux éléments simples 1 et 2, qu'on relie au moyen de pièces carrées, collées et clouées.

Les figures 103 et 104 montrent la liaison soit d'un élément simple (fig. 103), soit d'un élé-



FIG. 103.

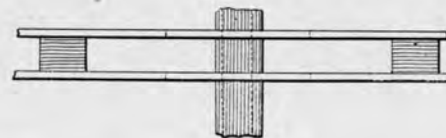


FIG. 104.

ment doublé (fig. 104), avec un longeron non terminal A, B, B étant les pièces carrées constituant l'élément ⁽¹⁾.

b). — Avec les *monoplans*, la construction des surfaces devient difficile. Elle doit, en effet, être beaucoup plus soignée que pour les multiplans, étant donné qu'on ne peut plus avoir recours à la construction en treillis et que, par conséquent, il faut construire des surfaces *solides par elles-mêmes*. La section des longerons est,

⁽¹⁾ Les figures 101 et 103 sont des vues de profil; les figures 102 et 104 sont des vues d'en haut, des plans.

de préférence, développée en hauteur et les éléments, au moins en partie, doivent être beaucoup plus solides. Des tirants en fil ou en ruban d'acier assurent la rigidité des ailes, en les reliant au fuselage ou à d'autres parties de l'appareil convenablement choisies ⁽¹⁾.

REMARQUE 1. — La maison Antoinette emploie, pour les ailes de ses monoplans, un système de construction qui lui est spécial, très coûteux mais très intéressant :

La membrure de ces organes est formée d'un assemblage de *fermes* longitudinales et transversales s'entrecroisant, qui sont toutes triangulées. Le système de triangulation employé est celui qui a été décrit plus haut, à propos des poutres triangulaires sans tendeurs. Seulement, étant données les dimensions très réduites des baguettes en bois, les plaques en tôle ont été remplacées par des plaques en fer-blanc. Les matériaux, dans ce système de construction basé sur les propriétés du triangle et de la pyramide triangulaire, ne travaillent qu'à la traction et à la compression, jamais à la flexion. La maison est arrivée ainsi à établir des ailes de 15 et 25 mètres carrés de surface qui, paraît-il, ne pèsent que de 25 à 30 kilogrammes; elles sont recouvertes

⁽¹⁾ Pour le calcul des dimensions à donner aux différentes parties de la membrure et les raisons pour lesquelles tout effort de flexion se transforme, en compression ou en traction pour les montants et les longerons, en traction pour les haubans, les éléments seuls travaillant en flexion, voir la 3^e Partie, Chap. II.

d'une toile caoutchoutée Michelin. Leur maître-couple est au milieu, ce qui est contraire à nos théories, mais a l'avantage de les rendre *interchangeables*.

REMARQUE 2. — On peut élégamment arrêter le bout d'une aile en raccordant les deux extrémités des longerons extrêmes, bec-avant et bec-arrière, par une pièce de bois courbée, telle que la pièce *e* (fig. 97). Le procédé le plus pratique pour fabriquer des pièces de cette sorte, est le suivant :

On colle les unes sur les autres une série de lattes très minces découpées dans le bois. On les astreint à prendre la courbure voulue en les *forçant* dans un gabarit qui leur sert de moule, jusqu'à ce que le collage soit parfaitement assuré. Puis, pour plus de sûreté, on les cloue ensemble et même si l'on veut, on les entoure de toile collée.

c). — La toile employée peut être de la toile de coton commune (toile à voile) ou de la toile caoutchoutée. La *Table A* (3^e Partie, Chap. II), fournie par le *Pneu continental*, la maison où, en France, s'achètent presque toutes les toiles destinées soit aux ballons, soit aux aéroplanes, contient, pour la résistance, le poids et les autres caractéristiques des différentes qualités de toiles, tous les renseignements nécessaires.

Les tissus 56 I et 56 II sont destinés spécialement aux *planeurs*, c'est-à-dire aux aéroplanes sans moteurs; il faut, avec eux, beaucoup de soins dans l'établissement de la clouterie, puisque leur *résistance*, par mètre, *au déchire-*

ment n'est que de 800 kilogrammes. Cependant la percale ordinaire, recouverte d'une couche de colle d'amidon, peut suffire. Les tissus 109, 110, 111 sont les vrais types classiques pour aéroplanes : élasticité moyenne, résistance suffisante. Quant aux modèles 100 A, 100 B, leur résistance est telle qu'on peut, pour ainsi dire, les regarder comme indéchirables ; seulement leur élasticité est assez faible.

On doit toujours chauffer légèrement la toile caoutchoutée avant de la clouer ou de la coller ; privée ainsi de son humidité, elle reste tendue plus facilement. On peut la remplacer par de la soie ou du papier très fort et très résistant (3^e Partie, Chap. II, Table B).

On trouve, du reste, assez facilement, dans le commerce, de la soie de Chine très résistante et ne pesant pas plus de 50 grammes par mètre carré. Enduite d'un vernis transparent particulier, elle donne d'excellents résultats.

Quant à nous, nous croyons que le tissu le plus pratique, pour les aéroplanes, est de la toile ordinaire, du madapolam, par exemple, que l'on recouvre, au moyen d'une éponge, d'une couche d'amidon mélangé à de l'alun. Cet enduit permet à la toile de rester longtemps bien tendue. Si elle vient à se détendre, il suffit de repasser l'éponge pour la tendre à nouveau, tandis que les autres tissus, caoutchoutés ou non, nécessitent, pour obtenir le même résultat, des opérations longues et ennuyeuses, car il faut déclouer et reclover.

T. Mode d'attache des surfaces avec les fuselages. —

Dans le cas d'un *biplan*, d'un *multiplan*, il suffit, pour rattacher les surfaces au fuselage, de donner aux deux montants centraux, avant et arrière, une distance qui ne dépasse que de peu la largeur du fuselage. Les longerons de ce dernier viendront alors, dans l'assemblage, en contact avec les montants, et on peut même s'arranger de façon que deux segments du fuselage correspondent aux longerons d'une des surfaces. Il n'y a plus, alors, qu'à réunir à l'aide de boulons et d'équerres (en tôle ou en aluminium) ces parties ainsi amenées en contact. Des haubans en acier, partant du fuselage et aboutissant en différents points des surfaces, assurent la rigidité de l'ensemble.

Dans le cas d'un *monoplan*, la question n'est pas plus compliquée. Chacune des ailes est fixée au côté correspondant du fuselage par l'intermédiaire du premier de ses éléments, suffisamment grossi et fortement boulonné. Des haubans reliant, au moyen de tiges auxiliaires de mâts, le bas et le haut du fuselage aux parties centrales de la surface ventrale de chaque aile assurent la rigidité et la solidité de l'ensemble.

La figure 105 montre comment on a réalisé, dans les *Antoinette*, l'attache des surfaces avec le fuselage : A, ailes ; H, hélices ; M, moteur ; R, roues du châssis-porteur ; *am*, amortisseur d'atterrissage ; c_1 , c_2 , haubans inférieurs d'avant reliant les ailes à la quille ; *e*, étrave ; *f*, fermes normales aux poutrelles (longerons) ; f_1 , f_2 , hau-

bans supérieurs reliant les ailes au *mât* central h_3 ; g_1, g_2 , haubans inférieurs d'arrière reliant les ailes au châssis amortisseur; h_1, h_2, h_3, h_4 , mâts

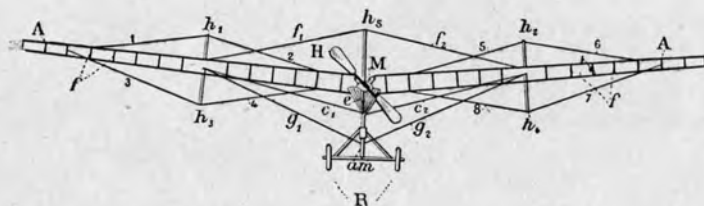


FIG. 105.

(poinçons) en bois placés au milieu de la longueur des ailes; 1, 2, 3, 4, haubans placés en arbalétriers au-dessus et au-dessous de l'aile droite (*aile de tribord*); 5, 6, 7, 8, haubans placés en arbalétriers au-dessus et au-dessous de l'aile gauche (*aile de bâbord*).

CHAPITRE III

Organes d'évolution et de commande, de départ et d'atterrissage

I. **Organes de direction et d'évolution.** — Gouvernails, équilibreur, ailerons, sont constitués, tant les uns que les autres, par des surfaces analogues aux surfaces portantes, qui, par conséquent, doivent, autant que possible, affecter la forme du bon projectile et que l'on obtient par les mêmes procédés.

La membrure de ces organes est donc un assemblage de longerons et d'éléments. Ex. : la membrure d'aileron (ou de gouvernail, comme on voudra), représentée par la figure 106, avec ses longerons B, D, E et ses éléments F, F, F (le longeron B est le longeron-avant, les longerons D et E sont des longerons-arrière; les trois éléments F, F, F, sont du type B). Ces organes sont, comme les surfaces portantes, recouverts sur leurs deux faces de toile bien tendue. Ils en

différent, cependant, en ce qu'au lieu d'être fixes, ils peuvent tourner, à l'aide d'une barre A, autour d'un arbre de rotation ou *pivot* C, fixe et parallèle aux longerons.

Très souvent ce pivot se trouve un peu en arrière du bord d'attaque, de façon à obtenir que la pression de l'air se distribue à peu près éga-

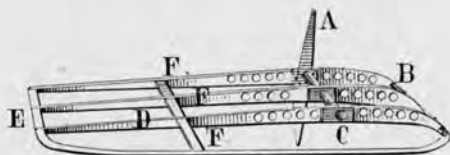


FIG. 106.

lement des deux côtés du pivot, résultat que l'on obtient en le fixant entre $\frac{1}{4}$ et $\frac{1}{5}$ de la profondeur. L'expérience montre, en effet, que le centre de pression des surfaces ordinairement employées, est (comme l'indique la loi d'Avanzini pour les plans minces) situé entre le $\frac{1}{4}$ et le $\frac{1}{5}$ de leur profondeur. On a ainsi des organes d'évolution *compensés*.

Quant à la place à lui assigner dans la machine volante, en ce qui concerne les *ailerons*, nous avons vu plus haut (1^{re} Partie, Chap. III), que, pour ces organes il n'y pas de règles fixes. Les bâtis auxiliaires qui leur correspondent ne doivent être choisis qu'en raison de leur simplicité, de la faci-

lité que présente leur réparation en cas d'avaries et, enfin, du peu de résistance qu'ils opposent à la pénétration.

Pour les *équilibreur*s et les *gouvernails verticaux* (gouvernails de direction), il est clair que, dans les appareils à fuselage, on trouve facilement des points d'appui pour leurs pivots (les figures que renferme cet ouvrage en donnent des exemples en nombre suffisant). Il n'en est pas de même si le fuselage est coupé ou s'il manque : on a recours alors à des bâtis auxiliaires constitués par des armatures, par des charpentes de bois entretoisées de fils d'acier (fig. 109). L'ingéniosité des inventeurs peut, sur ce point, se donner libre cours, et il serait oiseux de vouloir donner une classification des différentes méthodes que l'on peut employer.

Tout gouvernail, tout équilibreur, tout aileron est pourvu d'une *barre de commande*, telle que A (fig. 106), qui peut être en plaque d'aluminium, ou en tôle d'acier ou même en bois. Cette barre, normale à l'arbre de rotation de la pièce, est fixée sur cet arbre au moyen de raccords et de tirants en fils d'acier. A ses extrémités, se trouve le ou les *fils de commande*, qui la rattachent aux organes dits *organes de commande*.

Ces fils doivent parfois, dans leur parcours, subir des inflexions. On arrive à ce résultat, soit par l'emploi des *poulies de renvoi*, soit au moyen de petits tubes de cuivre, convenablement recourbés, reliés à un point fixe et à l'intérieur

desquels passe le fil. Des *équerres en acier* mobiles (*fig. 107*) peuvent, à volonté, remplacer les poulies et les tubes.

Dans quelques cas, les fils de commande peuvent être très avantageusement remplacés par des barres en bois ou des tubes d'acier. Dans le

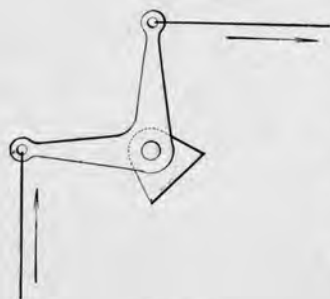


Fig. 107.

Wright ce sont des tiges de bois qui commandent le gouvernail horizontal, et c'est une combinaison de tiges en bois et de tirants en fils d'acier qui joue le même rôle pour le gouvernail de direction.

Toutes les barres de commande doivent, d'ailleurs, être conçues

de façon à utiliser les *réflexes du pilote*, de façon à rendre instinctifs les mouvements à exécuter.

Si l'appareil vient à piquer du nez, ce qui entraîne le pilote à se renverser en arrière, celui-ci, en tirant à lui la barre de commande de l'équilibreur, doit augmenter l'angle d'attaque de cet organe; inversement, si l'appareil se cabre, le pilote, en se portant instinctivement à l'avant, doit, en tirant à lui la barre de commande, amener la diminution de l'angle d'attaque de l'équilibreur. De même, pour le rétablissement de l'équilibre transversal : le levier de commande du gauchissement des ailes qui, assez souvent,

n'est autre que celui du gouvernail de profondeur, doit pouvoir se manœuvrer de droite à gauche, et *vice versa*, de façon que si, par suite d'un virage ou d'un coup de vent, l'appareil s'incline, le pilote, se portant instinctivement du côté de l'aile la plus relevée, entraîne avec lui le levier de gauchissement dans le sens nécessaire pour diminuer l'incidence de cette aile.

Enfin, le levier de commande du gouvernail vertical, que l'on actionne souvent par les pieds, doit être établi de façon que le pilote n'ait qu'à le pousser du côté vers lequel il veut tourner.

REMARQUE — Les frères Wright ont inventé un ingénieux dispositif qui leur permet d'augmenter de beaucoup la puissance de leur gouvernail de profondeur. Grâce à ce système, lorsque ce gouvernail est horizontal, ses deux surfaces (le gouvernail de profondeur du *Wright* est un biplan) sont parfaitement planes; mais, si on vient à l'incliner dans un sens ou dans l'autre, ces surfaces, qui sont très élastiques, prennent automatiquement une courbure qui augmente l'effet produit par la résistance de l'air. La rotation est ainsi combinée à la déformation.

La figure 108 qui représente l'équilibreur (équilibrer avant) du *Wright*, montre comment on arrive à ce résultat :

Le prolongement des patins est réuni au moyen des tiges K aux longerons centraux des surfaces de l'équilibreur, surfaces qui portent des nervures élastiques en bois *cd*, *ef*. La pièce à équerre *mab* peut, à l'aide du levier de com-

mande l , tourner autour de l'axe K' . Cette pièce commande les petits montants et tirants en bois ac , ae , bd , bf fixés au contour des surfaces du gouvernail. En tirant en arrière le levier l , le

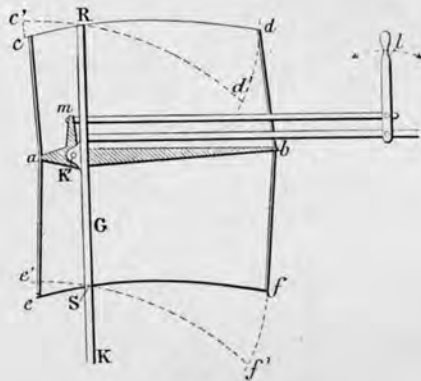


FIG. 108.

pieu mab tourne, les montants ac , ae se relèvent, tandis que les tirants bd , bf s'abaissent. Mais, comme le bras de levier $K'b$ est plus grand que le bras $K'a$, les déplacements dd' , ff' autour des points R et S sont plus grands que les déplacements cc' , ee' autour des mêmes points, ce qui oblige les surfaces de l'équilibre à se recourber.

II. Organes de commande. — En général, on cherche à réunir le plus grand nombre possible d'organes de commande dans un même levier, de

façon à laisser à l'aviateur une main libre ou, au moins, les pieds pour la manœuvre de quelques autres organes accessoires (la commande du moteur, par exemple), et l'ensemble des leviers ou autres organes où se rejoignent les fils et autres organes de commande constitue ce qu'on appelle la *direction*.

Examinons brièvement les dispositifs les plus connus et faisons observer en passant, qu'il serait utile d'appliquer à tous les procédés de commande un *dispositif d'irréversibilité*, dont nombre d'applications mécaniques présentent, d'ailleurs, des exemples.

a) *Appareils Voisin* (anciens types). — Dans ces appareils (fig. 109), les organes dont on peut réduire la manœuvre à celle d'un *volant unique* sont le gouvernail de direction Y et l'équilibreur M ⁽¹⁾.

A cet effet, celui-ci est actionné par une tige V qui peut glisser en avant et en arrière sur un âbri auxiliaire convenablement façonné; cette tige est commandée par un volant P et est formée d'un tube creux à l'intérieur duquel pénètre un arbre, fixé au volant lui-même, qui peut donc servir à pousser la tige N dans un sens ou dans l'autre,

⁽¹⁾ **Légende du G. Voisin** (ancien type) — Pour le châssis. — La tige 1 s'oppose aux efforts de flexion dans le sens de la marche. Les tubes du châssis sont haubannés par les tirants 5. — La roue ne peut pivoter, grâce à sa fourche 2-3, autour de l'axe T (les roues, dans le *Voisin*, sont donc orientables, mais montées rigidement).

II. Pour le reste de l'appareil. — A, B : surfaces antérieures (surfaces portantes proprement dites), formées

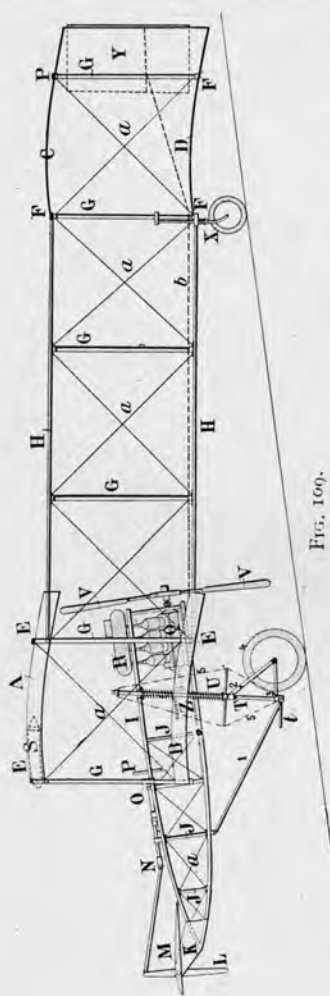


FIG. 109.

tout en étant lui-même de tourner. La

d'éléments type A. — C, D : surfaces arrière d'empennage. — E : longerons de la cellule avant (l'appareil figuré ne comporte à l'avant qu'une seule cellule). — F : longerons de la cellule arrière (queue).

G, montants des cellules; a, tirants en fils d'acier. — H : longerons du bâti auxiliaire qui relie les deux cellules. — I : longerons du fuselage (fuselage coupé). — J : montants du fuselage. — K : support du gouvernail horizontal M (gouvernail monoplan). — N : tige de commande qui actionne le gouvernail horizontal M par suite des mouvements longitudinaux du volant P. — O : poulie solidaire avec le volant P, mais pour ses mouvements de rotation seulement. Cette poulie commande, par le câble b, le gouvernail de direction Y.

Q : moteur. — R, S : réservoirs. — T : partie rigide du châssis sur laquelle s'exerce le poids de la partie avant de l'aéroplane par l'intermédiaire des ressorts U. — V : hélice à ailes légèrement inclinées. — Z : siège de l'aviateur.

tige reliée au volant est solidaire d'une poulie O qui, dans le mouvement de la tige, ne se déplace ni en avant, ni en arrière; cette poulie commande par des câbles b, le gouvernail de direction Y. Dès lors, en faisant tourner le volant, on commande ce gouvernail; en faisant avancer ou reculer le volant, on commande le gouvernail horizontal M.

b) *Appareils Blériot.* — Pour ses monoplans Blériot a imaginé de les diriger au moyen d'un autre plan mû par un *bras de manœuvre unique*, en utilisant, pour toutes les commandes, les variations de distance que présentent les différents points de ce plan et de la surface portante. C'est, en somme, la commande d'un plan par un autre, ou, comme on dit encore, la *méthode de la cloche*.

Comme l'indique la figure 110, la *direction Blériot*, qui peut s'appliquer à n'importe quel type d'aéroplane, est constituée, en effet, par une cloche C montée sur un cardan, au bas de laquelle sont fixés tous les fils de commande. Au bras ou levier de manœuvre A sont adjoints deux leviers B, B, pour les commandes simultanées du moteur, commandes qu'il vaut mieux faire dans le même sens que les commandes du ou des gouvernails de profondeur, sous peine de perte de vitesse à la montée ou de vitesse excessive à la

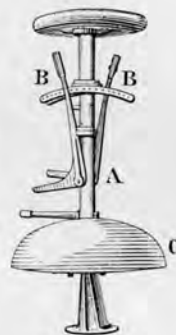


FIG. 110.

descente. Sur le volant qui surmonte le bras de manœuvre est placé l'*interrupteur électrique* destiné à couper l'allumage, appareil que l'aviateur a le plus grand intérêt à avoir toujours devant les yeux.

Prenons maintenant, comme exemple, le monoplan de la figure 111, avec son fuselage F, F, ses ailes fixes A, A, son hélice H, son empennage fixe horizontal E de stabilisation longitudinale, son gouvernail G, ses ailerons avant *a, a*, de stabilisation transversale, et ses ailerons arrière *a', a'*, servant de gouvernail de profondeur⁽¹⁾.

Dans l'exemple de manœuvre figuré, la cloche de commande C, au bord de laquelle sont fixés les fils de commande numérotés, ayant été écartée de sa position neutre par le pilote et inclinée au moyen du bras de manœuvre L, il se produit les effets suivants :

1° En ce qui concerne les ailerons de stabilisation transversale *a, a*, le fil 2 se trouve raidi par le déplacement de la cloche, vient tirer l'extrémité postérieure du levier schématisé en *b* (à droite du lecteur) et l'abaisse, tandis que, par le même déplacement de la cloche, le fil 5 se trouve relâché et prend du mou, ce qui permet à la bielle *b* (à droite du lecteur) d'obéir à la sollicitation commandée du fil 2. Il en résulte que l'aileron *a* (à la droite du lecteur), rigidement

(1) Dans le *Blériot XI*, le dispositif du gauchissement remplace l'emploi des ailerons *a, a*.

relié à son levier par un arbre transversal horizontal, pivote autour de cet arbre en relevant

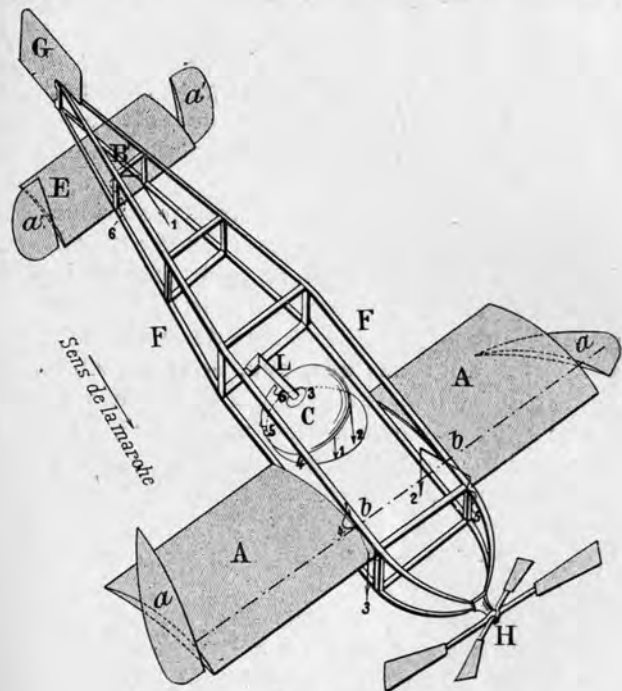


FIG. 111.

son bord avant et en prenant un angle d'attaque positif, dont on peut faire varier la grandeur en faisant varier l'amplitude du déplacement imposé, par le pilote, à la cloche C.

Simultanément, par l'intermédiaire des fils 3

(tendu) et 4 (relâché), ce même déplacement de la cloche C, par l'intermédiaire de la bielle *b* (à gauche en regardant la figure), impose à l'aileron *a* (à gauche du lecteur), un mouvement de sens inverse de celui de son homologue *a* (à droite du lecteur) en lui faisant prendre un angle d'attaque négatif, qui pourra devenir plus ou moins grand, suivant le déplacement donné à la cloche C.

2° En ce qui concerne les ailerons postérieurs *a'*, *a'*, servant ici de *gouvernail de profondeur*, dans le cas figuré, le fil 1, raidi par le déplacement de la cloche (tandis que le fil 6 se trouve relâché) tire sur une extrémité de la bielle B' et oblige les ailerons, qui, eux, sont directement connexés, et non inversement (comme les ailerons *a, a*), à abaisser simultanément leur bord avant et à prendre un angle d'attaque négatif. Un autre déplacement approprié de la cloche pourrait évidemment, par le jeu inverse des mêmes fils 1 et 6, leur donner un angle d'attaque positif, de grandeur variable.

(On n'a pas figuré dans leur entier le trajet des fils de commande pour ne pas compliquer la figure. On remarquera que chaque paire de fils, 2 et 5, 3 et 4, 1 et 6 commandant un organe, est fixée aux extrémités d'un diamètre de la cloche).

REMARQUE. — Plusieurs autres systèmes de combinaisons permettant, avec un seul élément, de commander un nombre quelconque de mouvements, ont été imaginées. Mais, en pareille matière, il faut se garder d'exagérer, car l'énorme

complication des mouvements à faire pourrait avoir pour conséquence de rendre fort difficile la maîtrise de l'appareil.

c) *Commande du Wright et gauchissement.*

— Dans cet aéroplane, la commande des deux organes, gouvernail de direction et équilibreur, et la manœuvre du gauchissement des ailes se

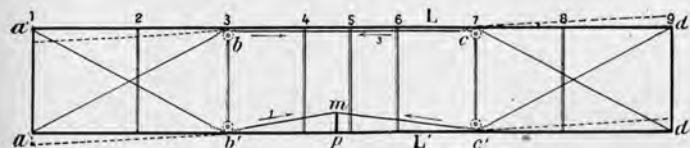


FIG. 112.

fait au moyen de *deux leviers* maniés par les deux mains de l'opérateur, l'un des leviers commandant seulement l'équilibreur, tandis que l'autre, par suite d'un mouvement de rotation double, commande *à la fois* le gouvernail-arrière et le gauchissement. Du premier, qui n'est qu'un levier du premier genre, nous ne parlerons pas, le second seul méritant qu'on s'y arrête.

Considérons (fig. 112) les longerons arrière L et L' des deux surfaces alaires *a'bcd'* et *ab'c'd* de l'aéroplane, et les montants portant les numéros 1 et 3, 7 et 9. Les points *a, b, c, d* sont réunis par un fil métallique fixé à ses deux extrémités *a* et *d* aux crochets où viennent s'attacher les montants 1 et 9. Aux points *b* et *c* sont placés de petits pignons dentés sur lesquels peuvent rouler deux petites chaînes intercalées dans le fil aux parties

situées en face de ces pignons; de même les points a' , b' , c' , d' sont reliés de façon analogue par un autre fil métallique comportant, aux points b' et c' , de petites chaînes roulant sur deux pignons dentés. Le fil inférieur $a'b'c'd'$ est

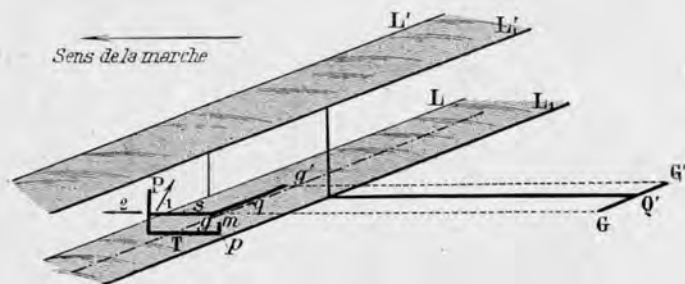


FIG. 113.

attaché, en son milieu m , à une petite tige mp , elle-même solidement fixée à l'extrémité du tube T, l'autre extrémité de ce tube étant reliée, par une articulation, à un levier P (fig. 113). Ce tube T est lui-même fixé sur la surface portante inférieure, de façon, cependant, qu'il puisse tourner autour de son axe.

Si on pousse le levier P dans la direction de la flèche 1, c'est-à-dire de *gauche à droite*, la tige mp est poussée simultanément dans le même sens et, par suite, le fil $a'b'c'd'$ est tiré dans le sens de la flèche 1. Dans ces conditions, le point a' s'abaisse; le point a , qui lui est invariablement

relié, fait de même, et le fil $abcd$ est tiré dans le sens de la flèche 3. Mais alors le point d remonte et en même temps le point d' , qui lui est invariablement relié. En somme, un côté de l'aile s'abaisse pendant que l'autre remonte.

Mais remarquons (fig. 113) qu'il existe une tige S fixée d'une part au levier P, de l'autre à une petite barre de bois gg' . Or cette barre peut se mouvoir autour d'un point fixe q , et ses deux extrémités sont reliées à deux points G et G' du gouvernail de direction, points que l'on a choisis de façon que, si on déplace le levier dans la direction de la flèche 2, c'est-à-dire *d'arrière en avant*, le gouvernail fasse tourner l'appareil à gauche. Il y a donc entre le sens du gauchissement et la rotation du gouvernail, *concordance absolue*, et il est évident qu'en raison de cette concordance, si on déplaçait le levier P de droite à gauche, chacune des ailes prendrait un mouvement de rotation inverse de celui qu'elle avait tout à l'heure et que le gouvernail de direction pivoterait de façon à faire tourner l'aéroplane à droite.

REMARQUE. — La déformation des surfaces sustentatrices du monoplan *Antoinette* s'opère comme il suit :

Tout d'abord cette torsion est rendue possible en articulant les longerons (poutrelles, nervures) arrière P_2 , P_2 de bâbord et de tribord des ailes (fig. 114), au centre du fuselage, de façon à leur permettre de basculer ensemble, tandis que les deux longerons avant P_1 , P_1 sont fixes, longe-

surface portante quelconque), avec deux ailerons B, B' placés à l'arrière qui, au repos, pendent verticalement; C est un équilibreur, D un gouvernail vertical.

La manœuvre des ailerons B, B' et du gouvernail horizontal C est réunie dans le *levier de commande* H qui peut pivoter dans n'importe quel sens autour du point *h*. Dans le *sens avant-arrière*, H commande l'équilibreur C (ou les équilibreurs), par les fils 1 et 2 et la barre de commande *c*. Dans le *sens latéral*, H commande les fils 5 et 6, qui passent dans des poulies et vont se fixer par des pattes d'oie aux ailerons B et B'.

Quant au gouvernail vertical D, il est actionné, au pied, par la pédale T, les fils 3 et 4 et la barre *d*.

REMARQUE 1. — La maison *Asteria* qui emploie, pour ses ailerons, un dispositif qui est à peu près celui des appareils Farman, se sert d'un mode de commande, très simple aussi, se réduisant à un *volant unique* dont l'arbre peut être animé de deux mouvements : 1° un mouvement de rotation autour de son axe, qui entraîne celui d'une poulie fixée perpendiculairement à cet axe, poulie qui par son mouvement dans un sens ou dans l'autre, entraîne à son tour, dans un sens ou dans l'autre, le câble qui commande les mouvements des ailerons; 2° un mouvement de rotation autour de son extrémité qui a pour effet de tirer, dans un sens ou dans l'autre, les fils qui commandent les équilibreurs.

REMARQUE 2. — Dans le biplan *Curtiss*, les ailerons sont commandés par des inclinaisons du torse de l'aviateur sur son siège, siège dont la partie supérieure peut s'incliner à volonté à droite ou à gauche, et à laquelle sont reliés les fils de commande de ces organes.

III. Organes de départ et d'atterrissage. — Tout appareil volant, quel qu'il soit, doit être pourvu d'un ensemble d'organes qui lui permettent, pendant un temps plus ou moins long, le contact avec le sol, soit au départ, soit à l'atterrissage.

En ce qui concerne un aéroplane, il faut qu'au départ ces organes lui permettent de courir sur le sol jusqu'à ce que, sous la poussée de l'hélice et grâce à l'action de l'air sur ses surfaces, il acquière d'abord sa *vitesse d'allègement* (1^{re} Partie, Chap. 1), celle pour laquelle sa pression sur le sol commence à s'annuler, puis, enfin, sa vitesse définitive (1). A l'atterrissage, le moteur arrêté, ces mêmes organes, jouant le rôle de *train amortisseur*, doivent pouvoir lui permettre de continuer, sans danger, à s'avancer jusqu'à ce que, sous l'action des frottements produits par le contact avec le sol et par suite de la résistance de l'air sur la charpente et sur les surfaces, sa vitesse finisse par s'annuler.

En général, on arrive à ce résultat au moyen

(1) Il va de soi que le moteur doit posséder le surcroît de puissance nécessaire pour permettre à l'aéroplane de s'élever.

d'une ou plusieurs *roues*, légères et rigides, analogues à celles des motocyclettes et des voitures, la partie la plus lourde de l'aéroplane, la partie-avant, reposant, par l'intermédiaire de

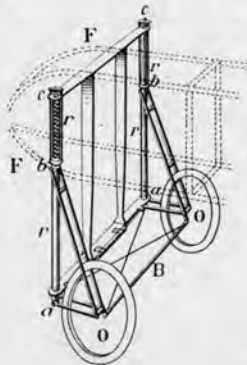


Fig. 116.

ressorts ou de rubans de caoutchouc, sur un *châssis* formé de tubes d'acier (ou de tubes et de pièces en bois) reliés aux roues-avant. Mais de simples *patins en bois* (le Wright le démontre) peuvent remplacer le châssis, pourvu que ce bois possède une élasticité suffisante. D'autres systèmes de supports ont donné aussi de bons résultats.

Nous renonçons à en parler,

nous contentant de décrire les principaux :

a) *Châssis Blériot*. — Il se compose d'un cadre rigide *aacc* formé de montants en bois et de tubes d'acier assemblés par deux, entrelacés et sanglés par des lames métalliques (fig. 116). Ce cadre supporte le fuselage F de l'aéroplane et repose de façon élastique sur deux roues O, O accouplées parallèlement par l'entretoise B, roues qui peuvent tourner autour d'un axe vertical ce qui les rend *orientables*, c'est-à-dire leur permet de s'orienter *automatiquement* lorsque, au départ, un vent latéral tend à faire *dériver* l'appareil par rapport au sol. Dans ces conditions, le châssis n'est pas exposé aux efforts

anormaux, donnant lieu à des couples de renversement, que, dans ce cas, engendrerait la résistance de l'appareil au vent.

La liaison du châssis à chacune de deux roues est assurée par un *triangle déformable* dont un sommet O correspond au centre de la roue, un autre *a* à la charnière d'un axe horizontal pris sur un point bas du châssis, le troisième *b* glissant le long d'un tube vertical et entraînant avec lui la tête d'un ressort *v* fixé au châssis.

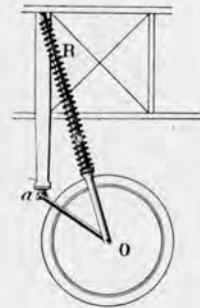


Fig. 117.

La figure 117 montre un autre dispositif de châssis à triangle déformable, dû encore à Blériot, dispositif dans lequel le ressort R s'appuie sur le moyeu de la roue et sur un point haut du châssis. Mais ce dispositif, quoique présentant, dans certains cas, des facilités de montage, est moins avantageux que le premier, car, par suite de l'obliquité du ressort, la composante de compression sur ce ressort est supérieure au poids que doit supporter le cadre, ce qui n'a pas lieu avec le premier genre de triangle déformable.

Quoi qu'il en soit, les châssis ainsi construits sont remarquablement légers et résistants, car, avec un poids qui ne dépasse pas 36 kilogrammes, ils sont capables d'absorber, à l'atterrissage, une force vive correspondant à plusieurs centaines de kilogrammètres.

b) *Châssis Voisin*. — Le châssis T sur lequel s'appuie, par l'intermédiaire des ressorts, tout le fuselage Iy (fuselage coupé), est relié, par deux *fourches* à triangle indéformable, à deux roues parallèles, accouplées entre elles (fig. 109). Les deux triangles et, par conséquent, les deux roues, peuvent pivoter autour d'un axe vertical (côté T du triangle) : le châssis est donc *orientable*.



FIG. 118.

Les haubans ρ assurent l'indéformabilité de la partie fixe, et la tige i la protège contre les efforts anormaux dans le sens de la marche ⁽¹⁾.

REMARQUE. — Qu'il s'agisse du *Blériot* ou du *Voisin*, les deux sortes de châssis que l'on vient de décrire sont destinés, comme nous l'avons déjà dit, à porter la plus lourde partie de l'appareil, la partie-arrière. La partie-arrière, plus légère, est portée par un ou deux systèmes, formés chacun d'une simple roue X et d'une fourche F pouvant pivoter et glisser sous les chocs (fig. 109). Cette partie-arrière comporte aussi quelquefois, comme dans le *Blériot XI*, des roues à triangle déformable (fig. 118).

⁽¹⁾ L'emploi de patins, en bois ou en acier, placés à l'avant et à l'arrière des *nouveaux Voisin*, permet, actuellement, de réduire considérablement le poids et l'importance du châssis.

c) *Autres systèmes*. — Dans les appareils *Antoinette* (fig. 65), deux roues centrales accouplées R, R, très solides, supportent la partie principale du corps de l'aéroplane par l'intermédiaire d'un *piston à ressorts* ; la partie arrière est soutenue par une simple pièce de bois, une *béquille* qui traîne sur le sol. Les extrémités des ailes sont pourvues aussi de béquilles auxiliaires b et b' , destinées à empêcher l'aéroplane de toucher terre d'un côté ou de l'autre, tant qu'il n'a pas acquis sa vitesse définitive. L'hélice H, elle aussi, est protégée par une béquille (ou patin) p munie d'une roulette r' , comme le sont presque toujours les béquilles. Quoique leur bois soit élastique, on leur adjoint quelquefois, pour amortir les chocs, des ressorts.

Dans les *appareils REP*, une roue centrale antérieure, munie d'un dispositif de *frein oléopneumatique*, agissant automatiquement dès que cette roue touche terre, supporte presque tout le poids de l'aéroplane. Une roue d'arrière, beaucoup plus petite, placée dans le même plan axial que la roue centrale, assure le contact postérieur. Chaque aile est munie à son extrémité d'une roue légère, jouant le rôle, en somme, des béquilles de l'*Antoinette*, sur laquelle, avant son envolée, tant qu'il n'a pas acquis son équilibre latéral, l'appareil roule, et sur laquelle il roule encore lorsqu'il revient à terre et après le freinage.

d) *Système Wright*. — L'ancien *Wright* (fig. 119), reposait directement sur deux longe-

rons en spruce, recourbés, qui, se prolongeant très à l'avant et s'élevant de plus en plus, supportaient les deux tiges qui soutiennent le gouvernail avant, c'est-à-dire le gouvernail horizontal ⁽¹⁾. Ces deux longerons constituaient deux *patins*, distants de 2 mètres, à l'aide desquels l'a-

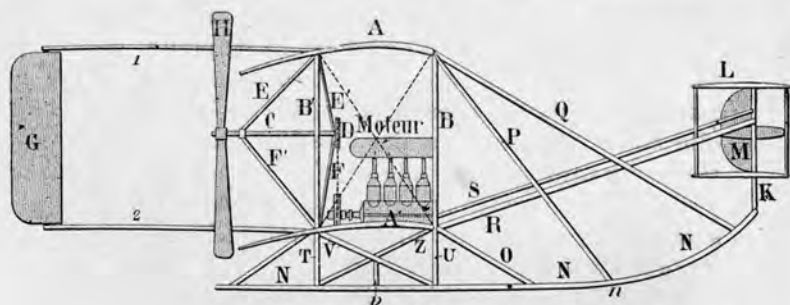


FIG. 119.

pareil glisse sur le sol au moment de l'atterrissage. Ils étaient placés à 0^m,60 de la surface portante inférieure, à la membrure de laquelle ils se rattachaient par quatre petits montants verticaux.

⁽¹⁾ Légende de l'ancien Wright (fig. 119): A, A', surfaces portantes; B, B', montants; C, arbre d'une des hélices; D, pignon de l'hélice; E, E', F, F', charpente en tubes d'acier portant l'hélice; G, gouvernail vertical biplan; L, équilibreur; 1 et 2, longerons portant le gouvernail G; tiges O, P, Q, R, patins N et tiges K, formant le bâti auxiliaire qui supporte l'équilibreur L; T, U, V, Z, bâti des patins; S, tiges de commande; M, surfaces auxiliaires jouant le rôle de surfaces verticales et facilitant les virages en portant à l'avant le centre de dérive, c'est-à-dire le centre de poussée latérale.

L'ensemble formait un système souple et élastique, propre à supporter les chocs quand l'aéroplane arrive à terre.

Dans les *nouveaux Wright*, on a ajouté :
1° trois roues, deux roues centrales placées à la

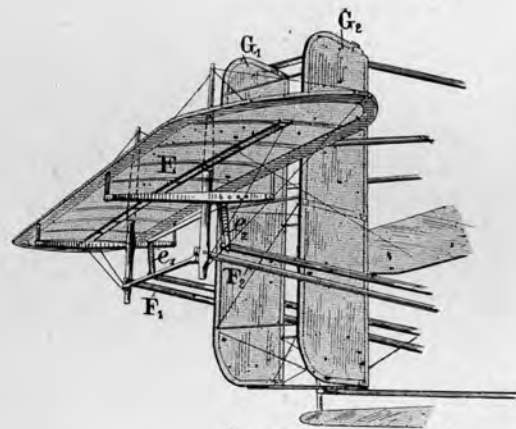


FIG. 120.

hauteur du point *v*, une roue avant, placée à la hauteur du point *n*. Ces roues permettent le roulement au départ, sans empêcher, cependant, les patins de faire leur office de freins au moment de l'atterrissage. 2° Un équilibreur arrière E, placé derrière le gouvernail vertical biplan G₁, G₂, qui est combiné avec l'équilibreur avant et dont la présence rend l'appareil plus stable, tout en le laissant aussi maniable (fig. 120) ⁽¹⁾.

⁽¹⁾ Dans cette figure, *e*₁, *e*₂ sont les organes de commande; F₁, F₂, le bâti auxiliaire supportant l'équilibreur.

Mais l'emploi des roues n'empêche pas que l'ancienne méthode du *départ sur rail* ne puisse, dans nombre de cas, à bord d'un navire, par exemple, présenter de sérieux avantages. Il est donc nécessaire de la décrire :

Au départ, la machine volante est posée sur une sorte de *chariot* constitué par une barre transversale supportant les deux patins. La barre est pourvue, au centre, de deux *rouleaux* placés l'un derrière l'autre, suivant l'axe de l'appareil et qui permet à celui-ci de rouler sur un long *rail en bois* portant une règle en fer à la partie supérieure, fixé au sol par des *piquets*, et formé d'un certain nombre de *segments*, pour faciliter son démontage. La partie antérieure de la machine volante est, d'ailleurs, légèrement appuyée sur le rail au moyen d'un troisième rouleau fixé à une barre transversale qui relie à l'avant les deux patins. Comme l'appareil aurait une tendance, sous l'impulsion de ses deux hélices, à s'élancer sur le rail avant que celles-ci aient atteint leur vitesse de régime, on a soin de le retenir à l'aide d'un fil d'acier fixé à l'origine du rail et auquel il est rattaché par un petit *déclenchement*, à portée de la main de l'aviateur.

Lorsque celui-ci est prêt, il agit sur la détente du déclenchement ; l'aéroplane roule alors, par suite de la poussée de ses hélices, sur le rail, à l'extrémité duquel la vitesse est en général, suffisante pour qu'à cet endroit un coup de gouvernail horizontal, augmentant l'incidence des plans, lui permette de prendre son envolée.

Quarante mètres de rail sont nécessaires, en général, pour permettre l'envolée ; mais cette longueur peut être fortement réduite en ajoutant une poussée artificielle à la poussée des hélices : le but du *pylône*, sorte d'échafaudage en bois, au sommet duquel on hisse un *poids* de 700 kilogrammes environ, attaché à une corde qui, en faisant retour au bout du rail, vient s'accrocher à une tige reliée à l'aéroplane. Lorsque l'aviateur, en agissant sur le déclenchement dont il a été question tout à l'heure, détache son appareil du fil qui le maintient immobile, le poids, en tombant tire sur cette corde et, par conséquent, ajoute sa force vive à celle des hélices. A l'extrémité du rail, la corde se déclanche automatiquement, le petit chariot tombe à terre et l'appareil se trouve libre.

REMARQUE. — A l'atterrissage, l'appareil glissait simplement sur ses patins, les frottements dus au sol et à la résistance de l'air amortissant rapidement son reste de force vive.

e) *Système Farman*. — L'appareil repose sur deux patins, et, à chaque patin, tel que le patin A, est fixé une sorte de petit chariot formé par deux roues C, C reliées par un tube DD (*fig. 121*) qui, avec les tirants tubulaires E, E qui le relie au patin, constitue un triangle indéformable (*fig. 122*). Les deux tirants peuvent, d'ailleurs, pivoter autour du point de jonction H, ce qui fait que *le système est orientable à volonté*, quoique, cependant, des ressorts *r, r*, agissant contre le manchon F à l'intérieur duquel passe

le tube DD, limitent cette orientabilité. Quant au manchon F, il est relié au patin correspondant A au moyen d'une forte ligature faite d'un ruban de caoutchouc.

Patins, ressorts, ligature, roues à pneus, tout concourt donc à donner à ce dispositif, au moment de l'atterrissage, le maximum d'élasticité,

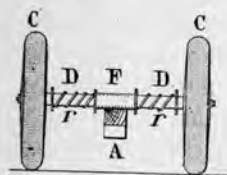


FIG. 121.

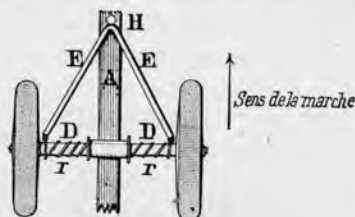


FIG. 122.

et, par suite, le maximum de sécurité. Qu'on atterrisse sur un terrain mou ou sur un terrain dur, il est clair, en effet, que les patins tendront toujours à empêcher l'appareil de trop piquer du nez ou de trop se cabrer.

f) **Conclusions.** — L'emploi exclusif des deux méthodes si différentes, si tranchées, du châssis à roues ou des patins, offre, dans l'un ou l'autre cas, des avantages et des inconvénients, sur lesquels il est nécessaire d'insister.

Avec un châssis, l'appareil est complètement autonome, il peut partir de n'importe quel terrain plat. Il n'en est pas ainsi avec les patins, qui employés seuls, nécessitent l'emploi d'un rail

auxiliaire et, par conséquent, une *station de départ*.

Le châssis oblige à alourdir la construction en nécessitant un bâti qui présente une grande résistance à la pénétration, d'où un accroissement forcé de puissance du moteur ; il augmente aussi le prix de l'appareil. L'emploi des patins et du rail, peu coûteux, en allégeant l'aéroplane, permettait d'avoir recours à un moteur relativement moins léger par HP, par conséquent plus facile à construire, et il offrait encore cet avantage par suite du frottement des patins contre le sol, l'aéroplane s'arrêtait beaucoup plus rapidement que monté sur roues. Il est vrai que l'atterrissage avec des patins était un peu plus difficile qu'avec des roues, et qu'il fallait avoir une grande maîtrise de l'appareil pour ne pas briser les patins à chaque instant.

Le procédé Farman donne une solution mixte, qui a été trouvée assez bonne pour qu'on l'ait appliqué immédiatement, avec quelques modifications de peu d'importance, ainsi que nous venons de le voir, aux appareils *Wright*, l'expérience ayant montré : 1° que le poids total de l'appareil n'en est pas sensiblement augmenté ; 2° que la résistance à la pénétration garde à peu près la même valeur ; 3° qu'en somme, une combinaison de ce genre qui, tout en utilisant l'élasticité du bois, rend inutiles les lourds et puissants ressorts qui, avec l'emploi exclusif du châssis, sont nécessaires pour amortir le choc au moment de l'atterrissage, et,

par conséquent, permet de réunir aux avantages du départ sur roues ceux qui résultent de l'atterrissage sur patins, ne saurait être trop recommandée, si, bien entendu, le surcroît de poids qu'elle exige ne dépasse pas des limites raisonnables.

D'ailleurs, à l'heure actuelle, la queue de tous les aéroplanes est elle-même supportée, sans que ce surcroît de poids semble beaucoup gêner, par des patins en acier, dont l'effet s'ajoute à celui des *patins avant*. L'usage de ces *patins arrière* fait que la roue arrière elle-même tend à disparaître. On la remplace par des béquilles en bois, orientables ou non.

REMARQUE. — Il y aurait évidemment lieu de se préoccuper du système à employer pour le *départ et l'atterrissage sur l'eau*. On a essayé déjà de combiner des surfaces d'hydroplanes (ou des coques de glisseurs) avec des aéroplanes. Les résultats obtenus jusqu'ici sont assez bons. H. Fabre, avec un système de ce genre, a déjà accompli de nombreux vols en partant de la surface de la mer. Rien n'empêche de concevoir un aéroplane dont le fuselage constituerait une coque flottante, munie ou non de lames d'hydroplanes.

CHAPITRE IV

Propulseurs et moteurs

I. Prise directe et démultiplication. — Les avantages et désavantages de la prise directe et de la démultiplication ont été examinées plus haut (1^{re} Partie, Chap. IV). Pour l'instant, évidemment, la solution la plus pratique consiste à permettre au moteur de marcher au nombre de tours (1) pour lequel il est construit, nombre en général très supérieur au nombre de tours auxquels il faut faire tourner l'hélice pour obtenir d'elle un bon rendement, et, par conséquent, *pour l'instant, la démultiplication s'impose*, avec les pertes d'énergie qui l'accompagnent.

Les moyens employés jusqu'à présent pour monter une hélice en démultiplication sont :

1° La transmission par courroies, très pratique, mais utilisable dans le cas des petites puissances seulement;

(1) Il vaut mieux, tout de même, rester un peu au-dessous de ce nombre de tours, si on ne veut pas que le moteur se fatigue rapidement.

2° Le montage de l'hélice sur l'arbre des cames convenablement renforcé, disposition peu employée, sur laquelle nous n'insisterons pas;

3° La transmission par engrenages, par pignons et par chaînes.

Comme exemple de ce dernier mode de démul-

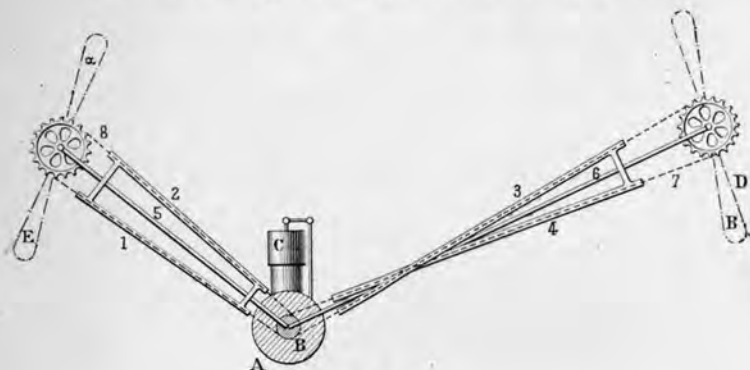


FIG. 123.

tiplication, il y a lieu d'appeler l'attention sur la *transmission des frères Wright* qui, avec une hardiesse remarquable, ont relié à un moteur qui tourne entre 1.100 et 1.200 tours à la minute, deux hélices D et E (fig. 123), placées symétriquement à gauche et à droite de l'axe de l'aéroplane, qui tournent à 400 tours seulement. A cet effet, sur l'arbre du moteur C, dont le volant est représenté en A, ils ont monté deux pignons B sur lesquels s'enroulent deux chaînes qui passent dans les tubes 1, 2, 3, 4 et vont ac-

tionner les pignons des hélices. Les tubes 5 et 6 sont de longueur réglable et servent à écarter suffisamment les hélices de l'arbre du moteur. La figure montre d'ailleurs nettement comment les deux moitiés de la chaîne correspondant à l'hélice D se croisent afin de donner à cette dernière un mouvement inverse de celui de l'hélice E. Un bâti en tubes d'acier, renforcé par des tirants, supporte les hélices (fig. 119).

REMARQUE. — Il n'est pas probable qu'en général, on puisse perdre moins de 12 0/0 d'énergie dans une transmission, même parfaitement conçue. Si l'on ajoute à cela le poids de la transmission, on voit que, pour regagner la puissance perdue, il faudrait augmenter le rendement de l'appareil propulseur d'au moins 20 0/0.

Toutefois, si on ne veut pas avoir d'ennuis pour la mise au point, mieux vaut renoncer, une fois pour toutes, à tout bon rendement et chercher, avant tout, la simplicité. Alors la prise directe s'impose qui élimine, d'ailleurs, bien des dangers, bien des complications, bien des ennuis.

II. Propulseurs. — 1° *Tracé et construction d'une hélice.* — Dans la plupart des cas, le diamètre maximum de l'hélice est fixé par des considérations étrangères à sa construction : encombrement, passage près du sol, etc. La vitesse de l'appareil à propulser est, aussi, à peu de choses près, connue à l'avance.

Il semble donc que la construction de l'hélice

n'a plus qu'à s'effectuer d'après les principes donnés plus haut. En fait, nous ne connaissons pas suffisamment bien les valeurs à attribuer à K' et à i , quand la vitesse varie, pour nous lancer dans cette construction; de plus, dans notre théorie, bien des phénomènes secondaires, et qu'on ne saurait, cependant, regarder comme négligeables, ont été passés sous silence.

L'hélice à *pas variable* dont nous avons esquissé le calcul (1^{re} Partie, Chap. IV), est une *hélice irréelle*, n'ayant que de lointains rapports avec les *hélices réelles* que l'on construit aujourd'hui. Il nous semble, par suite, indispensable de donner ici une idée, *en gros*, du tracé et de la construction de ces hélices.

a) *Hélice géométrique*. — L'hélice ordinaire est une courbe engendrée par un point qui se meut sur la surface d'un cylindre droit, en avançant parallèlement à l'axe de quantités égales pour des arcs égaux qu'il décrit autour de cet axe; mais on peut encore la considérer comme engendrée par un point qui se meut sur la circonférence d'un cercle (*cercle de base*) en même temps que celui-ci se déplace suivant un axe perpendiculaire à son plan ⁽¹⁾. Par suite de son mode de génération, l'hélice est une courbe qui forme un *angle constant* avec les génératrices du cylindre sur lequel se meut le point générateur.

La quantité dont le point générateur avance

⁽¹⁾ L'hélice forme le filet apparent des vis.

pour une révolution complète autour du cylindre, ou, mieux, la quantité dont la circonférence mobile se déplace pendant un *tour complet* du point, constitue le *pas de l'hélice*. On appelle *spire* la portion de l'hélice qui correspond à une révolution entière du point générateur: la portion d'hélice indiquée sur la figure 124 est une spire d'hélice dont le pas est AC.

Si, par le point générateur de l'hélice, où mène une droite ayant toujours la même inclinaison sur l'axe, suivant lequel se déplace le cercle de base, on obtient une surface appelée *hélicoïde*. Si cette droite (*génératrice*) est perpendiculaire à l'axe, l'hélicoïde est *normal*; si elle est oblique par rapport à cet axe, l'hélicoïde est *oblique*. La génératrice peut, d'ailleurs, être *courbe*.

Si l'on coupe un hélicoïde par deux plans parallèles, qui peuvent ne pas être perpendiculaires à l'axe, on obtient un *segment d'hélicoïde* et la distance des deux plans est appelée *fraction de pas* du segment. La figure 124 représente un hélicoïde normal, et L, distance de deux plans perpendiculaires à l'axe qui coupent l'hélicoïde, est la fraction de pas du segment que limitent les deux plans. Mais, *dans la pratique*, on entend par *fraction de pas* le rapport entre la projection du segment sur un plan perpendiculaire à l'axe et le cercle circonscrit à cette projection.

Si l'on considère un certain nombre de cylindres concentriques au premier, il est clair que chacune des sections de l'hélicoïde par un de ces cylindres sera elle-même une hélice.

Il est évident que rien n'empêche de considérer un hélicoïde qui serait engendré par une série continue d'hélices de rayons de plus en plus grands, dont les pas ou fractions de pas varieraient ou non avec les rayons. Puis chacune de ces hélices pourrait encore avoir un pas variable à chaque instant, ce qui arriverait si la vitesse du déplacement du cercle de base, sur la circon-

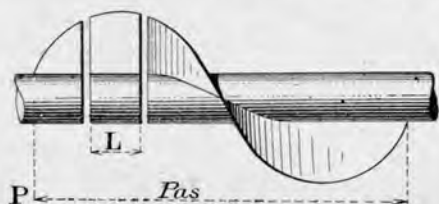


Fig. 124.

férence duquel le point générateur se meut d'un mouvement qui doit être supposé uniforme, était variable. Dans le premier cas, le pas serait variable du centre à la périphérie; dans le second, l'hélicoïde serait ce qu'on appelle un *hélicoïde irrégulier*.

REMARQUE. — Si le point générateur de l'hélice tourne, par rapport au cercle de base, dans le sens des aiguilles d'une montre, pour un observateur placé à l'arrière, l'hélice est à *droite* ou *dextrorsum*. Si le sens est inverse de celui des aiguilles d'une montre, l'hélice est à *gauche* ou *sinistrorsum*.

b) *Hélice matérielle*. — La différence entre une *hélice matérielle*, telle que celles que l'on

emploie dans les aéroplanes et l'hélice géométrique ou, mieux, un segment d'hélicoïde, est analogue à celle qui existe entre les surfaces matérielles et les surfaces mêmes. Pour une hélice matérielle, on doit, en effet, distinguer un *moyeu*, qui est l'organe d'attache de l'hélice à l'arbre du moteur ou à l'arbre auxiliaire qui donne la rotation, puis les *palettes*, dans lesquelles il faut encore distinguer : 1° une *surface ventrale* et une *surface dorsale*; 2° un *bord d'attaque* et un *bord de sortie*; 3° une *profondeur*; 4° enfin, une *envergure relative* qui dépend, évidemment, du diamètre de l'hélice.

La surface ventrale n'est rien autre qu'un segment d'hélicoïde géométrique que, dans le cas le plus simple (hélicoïde normal donnant une *hélice à pas constant*), on dessine comme il suit (fig. 125) :

Le cercle de base O de l'hélicoïde et le pas PP étant divisés en huit parties égales, on mène, par les points ainsi obtenus, des lignes verticales et des lignes horizontales qui donneront les points 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, projections des différents points de l'hélice sur la *vue longitudinale*, points qu'il n'y a plus qu'à réunir par une courbe régulière pour avoir la projection de l'hélice sur cette vue. Choisissons une fraction de pas LL et répétons le même travail pour un nombre suffisant d'hélices de rayons r' , r'' , r''' , plus petits que le rayon R du cercle de base, en nous bornant aux limites choisies pour la fraction de

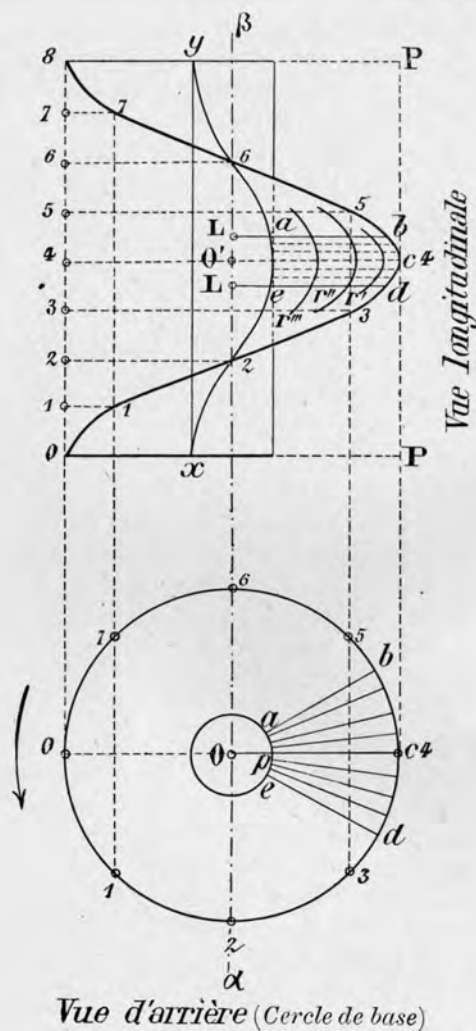


FIG. 125.

pas, et nous aurons deux vues, une *vue arrière* et une *vue longitudinale* d'un *segment d'hélicoïde* dont le contour est $LabcdeLO'$, la partie $LaeO'L$ correspondant au moyeu, la courbe xey étant l'hélice d'intersection du cylindre du moyeu.

Pour avoir un dessin complet, reste à déter-

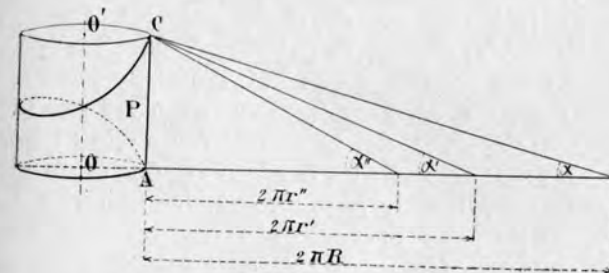


FIG. 126.

miner une *troisième vue*, perpendiculaire aux deux premières. Pour l'établir, il suffira de connaître les inclinaisons de l'hélicoïde en ses différents points par rapport au plan du cercle de base. A cet effet, on construit un triangle rectangle ABC dont la base $AB = 2\pi R$, la hauteur $AC =$ au pas P et, par suite, l'hypoténuse BC la développée de l'hélice (*fig. 126*) : l'angle α est alors l'inclinaison de l'hélicoïde à la périphérie, c'est-à-dire à la distance R du centre du moyeu. En répétant la même construction pour les hélices d'intersection r', r'', r''', \dots de l'hélicoïde avec les cylindres de rayons r', r'', r''', \dots ,

nous aurons les angles α' , α'' , de l'hélice aux distances r' , r'' ⁽¹⁾.

En général, on dessine ce segment d'hélicoïde, qui forme la *surface ventrale* de la palette, en vraie grandeur, et on se sert du dessin pour construire des gabarits en bois, à l'aide desquels on travaille les blocs de bois destinés à constituer l'hélice *ou encore* la plaque d'aluminium destinée à constituer une des palettes. Dans ce dernier cas, comme la palette est alors indépendante du moyeu et que la plaque ne peut pas dépasser une certaine épaisseur, il n'y a pas lieu de tenir compte de la surface dorsale : on se contente d'arrondir les bords d'attaque et de sortie. Mais, dans le premier cas, les gabarits arrivent jusqu'au moyeu, qui forme un tout avec les palettes. Un second gabarit permet alors de contrôler la forme de la surface dorsale, laquelle est construite à l'aide des règles données plus haut (1^{re} Partie, Chap. I) pour les surfaces matérielles épaisses ; seulement le maître-couple, au lieu d'être très voisin du bord d'attaque, est un peu reculé, de façon que le centre de pression dû à la résistance de l'air coïncide à peu près avec la partie de la palette qui présente le maximum de résistance.

c) *Pas et diamètre d'une hélice matérielle.* — Evidemment, les épures d'une *hélice à pas*

⁽¹⁾ Dans la pratique, on trouve plus commode, pour déterminer les angles α' , α'' , de remplacer le triangle ABC de base $= 2\pi R$ et de hauteur $= P$ par un triangle semblable de base $= R$ et de hauteur $= \frac{P}{2\pi}$.

constant, comme celle que l'on vient d'étudier, ne sont possibles que si l'on connaît les caractéristiques de cette hélice : le diamètre d'abord, puis le pas ou, ce qui revient au même, le rapport du pas au diamètre ; enfin la fraction de pas ou encore la profondeur de la palette en chaque point. Si l'hélice est à *pas variable*, il faut connaître, en outre, la loi suivant laquelle ce pas varie.

En ce qui concerne le pas de l'hélice, lorsqu'elle est à pas constant, ou le rapport du pas au diamètre, l'expérience a montré que :

1° Pour les aéroplanes munis d'un moteur donnant à peu près 50 HP à 1.100 tours par minute environ, doués d'une vitesse $V = 20$ mètres en moyenne, les diamètres des hélices variant de 2^m,20 à 2^m,60, le rapport du pas au diamètre doit varier de $\frac{1}{1,7}$ à $\frac{1}{2,2}$;

2° Pour les aéroplanes munis d'un moteur donnant à peu près 25 HP à 113 tours par minute environ, doués d'une vitesse $V = 18$ mètres en moyenne, les diamètres des hélices variant de 2 mètres à 2^m,20, le rapport du pas au diamètre doit varier de $\frac{1}{2}$ à $\frac{1}{1,5}$;

3° Pour les mêmes vitesses de translation et des hélices *démultipliées* tournant de 400 à 700 tours à la minute, le rapport du pas au diamètre doit atteindre l'unité.

2° *Différents genres d'hélices.* — En général, les méthodes de construction employées par les fabricants d'hélices ne sont pas très différentes.

Quelques maisons prétendent posséder, pour le calcul de leurs hélices, des secrets qu'elles ne voudraient divulguer à aucun prix. Tout cela a peu d'importance : l'expérience a commencé déjà à se charger de faire connaître peu à peu les meilleures hélices.

D'ordinaire, les hélices d'aéroplanes ne comportent que deux palettes; mais les maisons Blériot et REP ont employé des hélices à quatre branches (*fig. 127*). Il est probable que

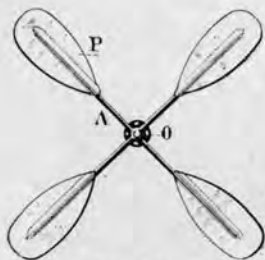


FIG. 127.

le nombre des branches doit être fonction et de la vitesse de régime de l'aéroplane et de la vitesse de rotation de l'hélice elle-même (1^{re} Partie, Chap. IV). Pour l'instant, aucune règle précise ne préside à cette partie de la construction.

Lorsque les hélices sont métalliques et, par suite, un peu lourdes, il est à conseiller, à cause des effets dus à la force centrifuge (1^{re} Partie, Chap. IV), de donner aux palettes une légère inclinaison (*fig. 109*), ce que l'on obtient en adoptant une génératrice d'hélice inclinée. Cette précaution est inutile lorsque la palette est flexible et élastique.

Le bois et les métaux entrent d'une façon va-

(1) L'article ne considère que le cas d'un ballon; mais, évidemment, le raisonnement s'applique à un aéroplane.

riables dans la construction des hélices. On en trouve qui ont le moyeu central en acier fondu, les *bras* en acier forgé, la palette étant en aluminium. Elles ont l'avantage d'être interchangeables, de se démonter facilement du moyeu et, enfin, de permettre de changer un peu le pas en faisant tourner le bras de la palette par rapport au moyeu.

Nous croyons très pratique, très sûr, l'emploi exclusif, dans les hélices, du bois, du noyer blanc, surtout, pourvu qu'il soit de premier choix et suffisamment apprêté.

La maison Chauvière et d'autres construisent des *hélices composées* en bois, très solides, très sûres (*fig. 128*). Ces hélices peuvent être obtenues avec une seule pièce de bois. Mais comme il est très difficile de trouver une pièce homogène, irréprochable, mieux vaut employer à cette fabrication trois ou un plus grand



FIG. 128.

nombre de pièces obtenues avec des blocs de bois que l'on amène peu à peu à avoir la forme voulue, pièces soigneusement jointes à l'aide d'un collage très soigné tel que celui que donnent les procédés décrits plus haut. Ces pièces peuvent être avantageusement disposées en éventail, de façon que la fibre du bois travaille toujours d'une manière normale, ce qui n'est pas possible, pour toute la largeur de la palette, dans les hélices d'une seule pièce. Il va de soi que l'hélice doit être soigneusement vernie, polie et entourée de toile, au moins à la périphérie.

REMARQUE. — On a vu plus haut qu'il est assez difficile d'indiquer la place à donner à l'hélice (1^{re} Partie, Chap. IV). Faisons tout de même observer que l'hélice placée à l'avant permet l'emploi d'un fuselage complet, ce qui est un avantage très appréciable.

III. Moteurs d'aéroplanes. — Il importe, évidemment, que le *moteur* soit léger ; mais, la *sûreté de marche* est une qualité, elle aussi, indispensable ; et nous avons démontré, d'ailleurs, plus haut (1^{re} Partie, Chap. I) qu'un bon rapport de composantes $r = \frac{F}{P}$ avait au moins autant d'importance que la légèreté du moteur (1).

Cela n'empêche que dans les appareils où l'on tient absolument à posséder : 1° la stabilité automatique à l'aide d'empennages ; 2° des moyens de départ indépendants, il est absolument nécessaire de chercher à alléger le moteur. Seul le manque de moteurs très légers et en même temps sûrs a empêché, pendant un certain temps, de battre les records de durée établis par Orville et Wilbur Wright. Sitôt que cette recherche du moteur extra-

(1) A la rigueur, on pourrait voler avec un moteur à vapeur. Le moteur à explosion du *Wright* (ancien type), avec son radiateur, ses réserves et autres accessoires, pèse 170 kilogrammes environ et donne 27 HP, soit le cheval à 6 kilogrammes. Ce *Wright* peut assez facilement transporter un passager du poids de 80 kilogrammes. Avec un moteur à vapeur de 27 HP, donnant le cheval à 9 kilogrammes, moteur parfaitement faisable, on pourrait donc voler, mais non, il est vrai, effectuer de longs parcours.

léger, qui a poussé presque toutes les maisons à créer des types très éloignés des types que l'on rencontrait dans les automobiles, a donné des résultats un peu probants, des progrès considérables furent accomplis. Aujourd'hui, on ne saurait en douter, il existe des moteurs extra-légers, fort bien conçus, donnant de fort bons résultats, lorsque leur mise au point, longue et difficile en raison même de leur originalité, ne laisse rien à désirer. Le *moteur Antoinette* (moteur Levavasseur), le *Darracq*, le moteur L. N. V., etc., et, enfin, le *moteur Gnôme* (1), sont absolument remarquables comme légèreté, tout en étant d'une régularité parfaite comme fonctionnement.

Cependant, certains fabricants semblent vouloir se rapprocher d'une formule de construction moins éloignée de la formule des moteurs d'automobiles. On se demande encore si le vieux moteur à quatre cylindres verticaux, dont dix années d'expériences ont prouvé les qualités de fond, ne serait pas préférable au dispositif des huit cylindres ou à celui des moteurs rayonnants. Il semble, désormais, que la grande résistance des aciers actuellement employés, les progrès accomplis dans la construction des moteurs à rendement élevé, permettront l'établissement de types à quatre cylindres à grande puissance, très légers et très maniables, qui auront encore pour eux la robustesse, la souplesse, la régularité de la marche, la facilité de graissage et, enfin, leur excellent équilibrage.

(1) Voir l'*Appendice*, note VI.

IV. Emplacement et montage des moteurs. Radiateurs et réservoirs. — Il ressort de tout ce qui précède qu'en général, dans les *biplans*, le pilote (pour qu'il y voie mieux) est placé à l'avant du centre de gravité de l'aéroplane, le moteur à l'arrière, la disposition contraire étant usitée dans les *monoplans*.

Si l'aéroplane est sans fuselage, le moteur doit être forcément monté sur la membrure d'une des surfaces de sustentation.

En général (c'est le cas du *Wright*, du *H. Farman*, du *Sommer*, etc.), on renforce suffisamment deux des éléments de la surface inférieure de sustentation, en donnant à chacun de ces éléments une section rectangulaire pleine d'environ 4×5 cm. Deux barres en bois sont fixées, au moyen de boulons à écrou, aux deux éléments, dans une direction parallèle aux longerons. Sur ces deux barres transversales est placé le *carter* du moteur, avec ses quatre pieds fixés à l'aide de quatre boulons du même genre que les précédents. Il en résulte, évidemment, que les vibrations du moteur se transmettent à la membrure des ailes par l'intermédiaire des deux éléments; mais, par suite de leur élasticité, ces derniers en absorbent la plus grande partie.

Dans les appareils à fuselage, les moteurs sont ordinairement fixés à l'aide de *pièces de support*, en bois ou en tôle emboutie et au moyen d'équerres ou barres transversales qui relient des parties supérieures du moteur aux longerons et aux segments supérieurs du fuselage. La

solidité de l'ensemble est maintenue par de gros tirants en acier. Il est évident, d'ailleurs, que la forme et le nombre de toutes ces pièces varient sensiblement suivant la disposition du fuselage, celle du moteur, ainsi que suivant l'équilibrage et la

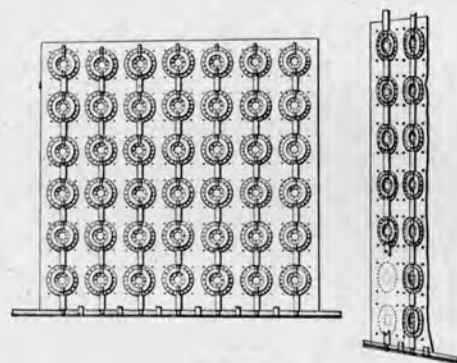


FIG. 129.

souplesse de ce dernier, etc., etc., de sorte qu'on ne saurait donner ici les renseignements correspondant aux différents cas qui peuvent se présenter.

Quant aux *radiateurs* des moteurs d'aéroplanes, ils doivent, dans les moteurs où leur présence est nécessaire (les moteurs rotatifs, comme le *Gnome*, n'en ayant nul besoin), être l'objet de soins spéciaux quant à leur construction, de sorte que tout en présentant au vent une grande surface de refroidissement, ils n'augmentent pas trop la résistance de l'appareil à la pénétration. Le type « nid d'abeilles » doit donc, de prime abord, être rejeté, et il est même naturel

de faire du radiateur une partie intégrante de la machine volante proprement dite.

Cette tendance se révèle surtout dans les surfaces verticales du *Blériot VI*, surfaces constituées par un grand nombre de disques (*fig. 129*), dont les cavités sont remplies d'eau et communiquent les unes avec les autres par l'intermédiaire de petits tubes. Leur poids ne dépasse pas 3 kilogrammes par mètre carré, chaque mètre carré donnant 2 mètres carrés de surface de refroidissement. Le même constructeur fabrique des radiateurs en tubes de cuivre elliptiques de 5 millimètres de diamètre, plus légers, moins résistants à l'avancement que les précédents, mais moins solides.

M. Levavasseur a imaginé, pour ses moteurs *Antoinette*, des radiateurs condenseurs, fondés sur le principe de la paroi froide, formés de tubes d'aluminium très légers, qui, placés à côté les uns des autres, vers le milieu *m* du fuselage de ses aéroplanes, constituent ainsi, en partie, les surfaces des fuselages triangulaires de ses aéroplanes (*fig. 65*). La résistance à l'avancement est, par ce procédé, réduite, évidemment, à zéro. On a même proposé de remplacer par une surface de radiateur une fraction des surfaces portantes : l'idée mérite qu'on s'y arrête.

Pour terminer, rappelons le radiateur très simple du *Wright*, formé par de larges tubes en feuilles de cuivre, très aplatis, de façon à présenter au vent une épaisseur minime tout en ayant une grande surface latérale.

Les *réservoirs* d'huile et d'essence sont, en général, en cuivre, très légers, et affectent, autant que possible, la forme d'un bon projectile. Autant que possible, leurs robinets doivent être à la portée de la main. Quelquefois, un seul réservoir, divisé en deux compartiments, contient à la fois l'huile et l'essence.

V. ORGANES ACCESSOIRES. — Actuellement comme on l'a dit plus haut (1^{re} Partie, Chap. II), on peut faire varier le nombre des tours du moteur et, par suite, sa puissance, au moyen d'un *accélérateur*, dispositif à l'aide duquel on règle soit la carburation, soit l'avance à l'allumage, au moyen de manettes placées à la portée de la main et reliées aux organes qu'elles commandent par des câbles de transmission ; un verrou à ressort permet, en bloquant ces manettes sur un secteur, de les fixer en différentes positions. En général, on se sert de l'accélérateur pour affaiblir la puissance du moteur *au moment de la descente* ou pour l'augmenter si on veut *s'élever rapidement*.

L'aviateur a, en outre, à portée de sa main, les *robinets* des réservoirs d'essence et d'huile et un *interrupteur* qui lui permet de couper l'allumage. A portée de sa vue, il a un *altimètre* (baromètre enregistreur), un *compteur de tours* (pour le moteur), quelquefois un *contrôleur de la circulation* de l'huile lubrifiante, et, pour les grands vols, un *compas* (boussole) et un *porte-carte*.

CHAPITRE V

Conception, construction et mise au point d'un aéroplane

I. Conception d'un aéroplane. — Ceux de nos lecteurs qui auraient l'intention de construire ou de faire construire un aéroplane devront, il nous semble, ne pas se départir de quelques règles générales conformes, après tout, au simple bon sens, et que nous croyons utile de résumer ici :

1° Avant tout, ne pas vouloir faire l'inventeur : commencer par copier, en renonçant à toute originalité, ce qui a été fait ; par conséquent, se servir des résultats acquis, se rappeler que l'originalité est toujours dangereuse à certains égards, que s'il est assez facile, en somme, d'imaginer des dispositifs paraissant devoir répondre complètement aux besoins, leur exécution présente presque toujours de si grandes difficultés qu'il vaut beaucoup mieux réserver ses conceptions originales, si l'on se sent vraiment être capable d'en avoir, pour le jour où, ayant établi un projet d'appareil complet sérieux, il sera possible, alors, d'y introduire peu à peu et sans hâte les modifications rêvées.

2° Pour établir rationnellement un projet d'appareil, il vaut mieux, d'abord, le concevoir sous des proportions très modestes, quitte à l'agrandir ensuite. Un petit appareil exige beaucoup moins de travail, beaucoup moins de dépense ; il peut être aussi démonstratif qu'un grand et, en tout cas, on en tirera toujours des renseignements précieux ;

3° Se bien garder de choisir, pour ses débuts, un type court. Il est bien inutile d'ajouter aux difficultés de la construction et de la mise au point des difficultés de manœuvres pendant le vol, car il ne faut pas oublier qu'une machine volante peut être parfaite et, tout de même, être brisée cinquante fois avant qu'on arrive à pouvoir la piloter convenablement : une étourderie, un malaise, tout est perdu, et l'aviateur aussi, si l'accident se produit à une hauteur quelque peu considérable,

4° Ceci posé, même pour établir un projet d'appareil réduit, il est sage de procéder comme il suit :

a) On arrête d'abord la limite du poids total qu'on veut imposer à son appareil. Ce poids définitivement adopté, la vitesse et la surface du ou des plans sustentateurs sont reliés par la formule donnée plus haut (1^{re} Partie, Chap. 1), formule empirique, il est vrai, mais dans laquelle on peut avoir confiance, si la vitesse et la courbure choisie ne s'éloignent pas trop des courbures actuellement usitées et des vitesses actuellement acquises.

b) La vitesse de régime et l'étendue de la voi-

lure connues, le moment sera venu de choisir le type d'appareil à construire (appareil à empennages ou non, monoplan ou non, etc.), choisir, en un mot, le mode de distribution de surfaces, soit au point de vue de leur superposition, soit au point de vue de leur disposition en séries, en tenant compte, bien entendu, des règles énoncées plus haut.

C'est alors seulement qu'ayant établi dans un croquis les particularités de forme et de disposition de l'appareil, on pourra se faire une idée approximative du rapport de ses composantes en le comparant aux appareils similaires déjà existants.

II. Choix du propulseur et du moteur. — Le rapport des composantes connu, il sera facile de calculer la force de traction du propulseur qu'on devra appliquer au *planeur* ainsi projeté, pour le transformer en aéroplane.

Lorsque, en premier lieu, on aura décidé si l'on veut appliquer l'hélice en prise directe ou en prise indirecte (nos préférences vont à la prise directe), lorsque, en second lieu, cette question étant décidée, on aura pris une résolution sur le nombre des hélices que l'on veut employer (nos préférences sont pour une seule hélice), sur le mode de transmission de la force motrice au propulseur choisi, on aura, à partir de ce moment, les premières données sur le pas, le diamètre, le nombre de tours des hélices ainsi que sur le rendement auquel on pourra prétendre de leur

part, la vitesse de régime de l'aéroplane (comme nous l'avons conseillé) ayant été, au préalable, fixée une fois pour toutes.

Il serait peu pratique et très coûteux de s'engager dans des constructions d'hélices qui ne pourraient occasionner que des déboires. Il faut s'adresser à de bons constructeurs d'hélices et choisir alors son propulseur.

Toutefois, après s'être bien pénétré de ce que nous avons dit sur l'hélice dans ce *Manuel*, il sera sage, avant d'acheter une hélice, d'étudier avec soin les méthodes imaginées par E. Ferber et S. Drzewiecki, méthodes qui permettent, après un travail un peu ardu, il est vrai, de choisir les caractéristiques du propulseur qui répond le mieux aux caractéristiques de l'aéroplane à construire. Pourtant il ne faut pas oublier que les résultats des recherches de ces savants ne doivent être acceptés, si l'on venait à s'éloigner tant soit peu des types d'appareils actuellement employés, qu'avec certaines réserves. Il faut se rappeler qu'en matière d'hélice marine, du jour où les anciens moteurs ont été remplacés par des moteurs à turbines qui tournent beaucoup plus vite, tout ce qu'on savait sur l'hélice n'a presque plus servi à rien et que Parsons lui-même, dans ses premiers essais, n'obtenait de ses hélices que des résultats détestables au point de vue rendement.

Ceci fait, les formules fondamentales A (1^{re} Partie, Chap. I) nous permettront de calculer la puissance du moteur à employer. Elle ne sera pas

très grande, puisque nous supposons l'appareil de faibles dimensions, et dès lors il n'y aura plus qu'à acheter le moteur voulu, en ayant soin de s'adresser à des maisons ayant fait leurs preuves.

Encore sera-t-il prudent de se persuader qu'il faut réduire à l'avance de 50 0/0 tout ce que disent les fabricants de moteurs sur la puissance de leurs produits. Le plus souvent, la cause de ce déchet provient de l'emploi d'une hélice beaucoup trop résistante; dans ces conditions un moteur, qu'on pense être le moteur rêvé qui, par exemple, devrait donner 30 HP en tournant, en régime normal, à 1.800 tours, par suite du *freinage* puissant de l'hélice employée, ne tourne plus qu'à 1.100 tours⁽¹⁾. Or, comme la puissance d'un moteur à essence peut être considérée comme proportionnelle au nombre de tours, le résultat est qu'une fois sur le champ de manœuvres, on n'a plus à sa disposition qu'une force motrice de 18 à 19 HP, force motrice insuffisante pour enlever et faire propulser la machine volante.

Le seul remède est, avant de l'acheter, d'essayer très sérieusement le moteur au *banc*, en le faisant tourner avec son hélice (choisie parmi les hélices ayant fait leurs preuves) bien en place pendant au moins trois ou quatre heures, et de mesurer sa puissance, soit en lui faisant tourner

⁽¹⁾ Ne pas oublier, si l'on veut éviter de graves mécomptes, qu'il doit y avoir un certain rapport entre les moments d'inertie du moteur, de l'hélice et du volant.

une dynamo, soit encore à l'aide d'un frein comme le *frein Renard* ⁽¹⁾.

III. Détermination des poids des différentes parties de l'aéroplane. *Centrage.* — Ayant trouvé, mais pas encore acheté, le moteur rêvé, l'aviateur pourra en déterminer exactement le *poids en ordre de marche*, c'est-à-dire avec son carburateur, sa magnéto, sa tuyauterie, son radiateur plein d'eau, son compteur de tours (accessoire indispensable suivant nous), se faire, alors, une idée du poids qu'il peut consacrer au reste de la machine volante et dresser un projet complet. Mais il lui faudra, certainement, revenir sur le calcul des formules fondamentales et « noircir beaucoup de papier » avant de passer au dessin définitif, dont la reproduction en grandeur naturelle est indispensable pour déterminer exactement tous les détails de forme et d'assemblage de la future machine.

En attendant, la première chose à faire est de se rendre compte du poids des surfaces portantes, quelle que soit leur position. Actuellement, il ne faut pas songer à obtenir des surfaces de moins de 1^{kg},5 par mètre carré si l'on construit un appareil cellulaire, de moins de 2 kilogrammes par mètre carré si c'est un monoplan. Les Tables A et B (3^e Partie, Chap. II), donnent sur la densité des bois et des étoffes que l'on peut employer à leur construction, les renseignements les plus indispensables.

⁽¹⁾ Voir l'*Appendice*, Note II.

On voit alors ce qui reste pour les organes d'évolution et d'équilibrage, le châssis, les roues, l'aviateur, etc. ⁽¹⁾.

La partie qui exige, à notre avis, l'attention la plus grande, est le train-amortisseur. Cet organe, qui supporte la partie la plus lourde de l'aéroplane, est aussi celui qui supporte le choc de l'atterrissage; il a donc à faire face à des efforts très considérables et, par suite, on ne saurait le faire trop solide. On doit donc l'étudier à fond et choisir avec le plus grand soin les roues, qui peuvent être en hickory ou en acier, orientables ou non, selon le type choisi. Dans la conception de cet organe le jeune aviateur-constructeur aura encore la tentation de « créer ». Qu'il s'en garde et se souvienne que les types existants sont les fruits d'une longue série de méditations, d'essais et d'ennuis!

Ayant ainsi : 1° déterminé aussi exactement que possible les poids des différentes parties de l'aéroplane, les détails d'assemblage, aussi bien pour les surfaces que pour le fuselage et les dispositifs de commande, etc.; 2° choisi ses bois de construction et, bien entendu, ayant procédé aussi à quelques *essais de résistance* sur des parties analogues à celles que comprendra le futur appareil, parties qui doivent être soigneusement exécutées et soumises à des efforts beaucoup plus considérables que ceux que l'appareil doit être appelé à subir, soit pendant sa marche

⁽¹⁾ Voir la 3^e Partie, Chap. II: Tables, données et exemples de surfaces.

sur le sol, soit pendant le vol; 3° sachant parfaitement combien pèsera chaque mètre de poutre, chaque centimètre d'aile, l'aviateur-constructeur pourra, alors seulement, établir avec une approximation suffisante le poids final de l'appareil, en faire un plan complet et, enfin, passer au *centre*, c'est-à-dire déterminer aussi exactement que possible la position du centre de gravité et celle des divers centres de poussée.

Comme lorsque la machine possède l'inclinaison correspondante à son angle d'attaque en plein vol, son centre de gravité doit tomber aux environs de la verticale du *centre de sustentation*, c'est ce dernier centre qu'il importe de connaître tout d'abord et qu'on détermine, d'ailleurs, comme il suit :

Soient deux surfaces, telles que AA'DD', aa'dd' (fig. 130). Comme on l'a vu plus haut (Chap. III), le centre de pression de chacune d'elles tombe grossièrement en des points E et F placés entre le premier quart et le premier cinquième de la distance du bord d'attaque au bord de sortie. D'ailleurs, si les surfaces étaient minces et plates, la formule d'Avanzini donnerait :

$$\begin{array}{ll} \text{Pour } i = 0 \dots\dots\dots & d = 0,20 D \\ \text{Pour } i = 10^\circ \dots\dots\dots & d = 0,25 D \end{array}$$

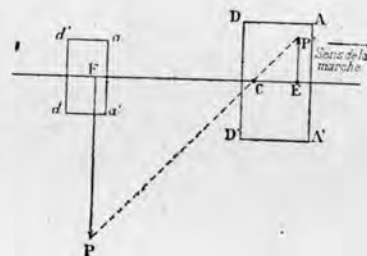


FIG. 130.

Soit, alors, P la pression agissant sur la surface portante, P' celle qui agit sur la queue. Menons en E et en F des perpendiculaires proportionnelles aux forces P et P', joignons PP', et le point C sera le centre de sustentation cherché car on a, évidemment :

$$\frac{EP'}{FP} = \frac{CE}{CF} \quad \text{ou} \quad \frac{P'}{P} = \frac{CE}{CF},$$

d'où

$$P' \times CF = P \times CE,$$

équation de condition que doit remplir justement le point C.

S'il y a plus de deux surfaces en série, après avoir déterminé le centre de sustentation de la même façon pour les deux premières, on *composera* le point ainsi obtenu avec le centre de sustentation de la troisième surface, et ainsi de suite.

Une fois la position du centre de sustentation connue, on cherchera, sur le projet dessiné, à obtenir la position qu'il est désirable qu'occupe le *centre de gravité* de l'aéroplane, en déplaçant légèrement le moteur ou l'aviateur, parties de la machine toujours très lourdes par rapport à son poids total et dans le voisinage desquelles tombe toujours ce centre. On se rappellera, en faisant cette opération, que la pratique montre qu'il est avantageux de placer le centre de gravité un peu en avant par rapport au centre de poussée ce qui revient à donner à l'appareil une légère

tendance à « piquer du nez » plutôt qu'à « se cabrer ».

On devra, dans le voisinage du centre de gravité, réunir autant que possible les réservoirs d'huile et d'essence et, en général, tous les *poids lourds sujets à varier* pendant le vol : on évitera ainsi les grandes variations d'équilibrage. Quant à la place à assigner aux *poids lourds non sujets à varier*, il est clair qu'en les groupant dans le voisinage du centre de gravité on diminue ainsi le moment d'inertie de l'aéroplane, ce qui lui permet de revenir plus rapidement à sa position d'équilibre. Mais, d'un autre côté, il y a de grands avantages, au point de vue de la résistance des matériaux, dans la dispersion prudente des masses non sujettes à varier.

Que si l'appareil est destiné à porter quelquefois, en outre du pilote, un passager, il faudra que la place de celui-ci soit située aux environs du centre de gravité, si on ne veut pas être forcé de compenser son absence par la création, au moyen d'un poids auxiliaire, d'un moment antagoniste à la différence d'équilibrage qui en résulterait. On peut être ainsi conduit à établir soit deux sièges successifs, comme dans les appareils à fuselage, soit deux sièges placés côte à côte, le passager dans ce dernier cas, se trouvant toujours entre le pilote et le moteur.

Pour la détermination du *centre de poussée latérale*, il n'y a qu'à suivre les règles que nous venons de donner pour le centre de sustentation. Mais, bien entendu, il faudra, dans ce cas,

considérer non seulement les surfaces verticales de l'appareil, mais encore la projection de celui-ci sur le plan de symétrie, en s'efforçant de tenir compte de la résistance probable au vent latéral des montants, haubans et autres organes accessoires. Si, comme nous le recommandons, l'appareil est à empennages, il faudra, de plus, le régler de façon que ce centre tombe simplement un peu en arrière du centre de gravité, à moins, cependant, que l'on ne désire avant tout une grande stabilité automatique : alors, l'appareil devra être réglé de façon que le centre de poussée latérale tombe toujours très à l'arrière du centre de gravité (voir 1^{re} Partie, Chap. III).

IV. Construction et mise au point. — Tout ceci fait, les détails les plus minutieux bien étudiés on pourra commencer sérieusement la *construction*. A cet effet, il faudra avoir soin de s'adresser soit à un contremaître expérimenté, soit à un ingénieur de métier (à moins qu'on ne soit ingénieur soi-même), *la mise en œuvre des matériaux employés constituant une science à part, qui s'apprend, mais ne se devine pas*. Il faudra avoir à sa disposition des ouvriers qui connaissent tous les secrets de la *menuiserie*.

L'appareil fini, ce sera le moment de vérifier expérimentalement, si la place prévue pour le centre de gravité est bonne. Il suffira, à cet effet, de suspendre la machine par deux de ces points ou de la faire basculer sur un rouleau. Si les constatations se trouvaient différentes des prévi-

sions, on y remédiera en déplaçant quelques poids lourds, le moteur, par exemple. Une fois sûr que la construction ne laisse plus grand'chose à désirer, on pourra songer à transporter l'appareil sur le *champ de manœuvres*, à condition, cependant, d'avoir à sa disposition un *hangar* avoisinant ce champ, que l'on aura loué ou que l'on aura fait édifier. Un hangar est indispensable pour pouvoir abriter et l'appareil et les ouvriers.

Bien que la traction d'une hélice propulsive *au point fixe* ne puisse pas donner des renseignements bien utiles, il sera cependant intéressant de faire quelques *essais*, en opérant comme il suit :

L'aéroplane étant sur ses roues, sur un plancher parfaitement horizontal, on fixera à sa partie-arrière un dynamomètre relié lui-même par une corde à un point invariablement fixe : On mettra le moteur en marche et on mesurera les tractions correspondantes aux différentes vitesses de rotation du moteur, au moyen du compteur de tours.

On passera ensuite aux premières sorties, qui devront toujours avoir lieu en l'absence de tout vent, et qui, consistant uniquement à faire rouler l'appareil sur le sol sans employer la totalité de la puissance du moteur, n'ont d'autre but que la vérification du bon fonctionnement de tous les différents organes. (Il est évident, d'ailleurs, que si l'aviateur a déjà fait un apprentissage sérieux, ces sorties seront beaucoup plus fructueuses : il y aura gain de temps, de travail et économie d'argent.)

En augmentant graduellement la vitesse du propulseur, on permettra, en effet, à l'arrière de l'appareil de se soulever peu à peu et, alors, on pourra se rendre compte de la facilité avec laquelle il obéit à ses organes d'évolution. En même temps, on pourra voir s'il a une tendance à se cabrer ou à piquer du nez, ce qui, somme toute, donnera une idée exacte de la place du centre de sustentation. *Toute observation doit amener une correction.*

Il faut bien se mettre dans la tête, en effet, qu'une préparation soignée évite des surprises désagréables, fait gagner du temps et dispense de dépenses inutiles. Malgré tout, cependant, on doit s'attendre, soit dans ces premières sorties, soit dans les premières envolées, à *casser beaucoup de bois*. Il faut donc, au préalable, préparer un bon nombre de pièces de rechange, des éléments surtout, ce qui permettra de réparer rapidement les petites avaries. Une caisse d'outils, contenant tout le nécessaire, fils d'acier, aiguilles à coudre, pinces plates, pinces coupantes, ciseaux, ficelle, bougies de rechange, etc., est indispensable, ainsi qu'un étau, des entonnoirs à huile et à essence, des réchauds à alcool, etc. Sur le champ de manœuvres, il faut s'arranger de façon à n'avoir besoin de personne, à n'avoir besoin de rien acheter : *il faut tout prévoir.*

REMARQUE. — Si l'on veut absolument faire œuvre d'inventeur, il faut, dans ce cas, afin de fixer ses idées sur le fonctionnement de tel ou tel organe et sur le fonctionnement de l'aéro-

plane tout entier, construire de *petits modèles*⁽¹⁾, qu'on modifie au fur et à mesure des essais. Mais tandis que les petits modèles, bien construits, marchent toujours, le plus souvent les grands modèles ne marchent pas.

On évitera ou plutôt on diminuera autant que possible les chances d'échec, en se conformant aux règles rappelées, à ce propos, par le capitaine F. Ferber :

« Les longueurs varient proportionnellement aux rapports des similitudes, les surfaces proportionnellement aux carrés et les volumes proportionnellement aux cubes de ces rapports. Les angles se conservent.

« Si le modèle est grossi n fois, c'est-à-dire si l'on multiplie ses dimensions linéaires par n , en général la force de traction nécessaire pour la faire voler sera n^3 fois plus grande, la vitesse de régime \sqrt{n} fois plus grande, et le travail en kilogrammètres-seconde correspondant sera $n^3 \sqrt{n}$ fois plus grand.

« Si l'on veut conserver la même proportionnalité dans le nombre de tours des hélices, il faudra, en passant du petit modèle au grand, les diviser par \sqrt{n} . »

V. Conclusions. — Dans cette esquisse de la voie qui nous semble la plus rationnelle pour concevoir et établir un aéroplane, nous n'avons prévu, évidemment, qu'une faible partie des opé-

(1) Voir l'Appendice, Note II.

rations que la pratique enseignera être nécessaires. Nous avons même passé sous silence le choix des méthodes d'assemblages qui, pour le lecteur, doit résulter de l'étude faite de ces méthodes dans cette 2^e Partie du *Manuel*. N'importe ! ce que nous demandons surtout à nos lecteurs, c'est de bien se pénétrer des conclusions auxquelles nous sommes arrivés dans le Chapitre III de la 1^{re} Partie.

Evidemment, il y a des lacunes graves dans ce que l'on sait aujourd'hui. Mais c'est précisément pour cette raison que nous n'avons pas cru devoir reproduire dans ce petit volume les savants travaux qui, nul n'en doute, préparent la solution complète des différents problèmes posés par l'invention et la mise en pratique des aéroplanes, mais qui en somme, ne sont que des travaux préparatoires : nous serions sortis du cadre dans lequel nous avons jugé sage de toujours nous renfermer.

CHAPITRE VI

Les premiers vols

I. — *L'apprentissage*. — Avant tout essai de vol, il faut commencer par *rouler sur le sol*, en choisissant un jour où l'atmosphère est parfaitement calme, s'attacher alors à courir en ligne droite, ce qui familiarisera avec la manœuvre de l'équilibreur (dans les premiers temps, il ne faut pas trop se préoccuper des autres organes d'évolution), l'appareil, dès qu'il se rapproche de sa vitesse d'allègement, tendant, sous l'influence de l'équilibreur, à basculer autour du châssis antérieur. Cette façon de procéder permet aussi à l'aviateur de se familiariser avec sa position nouvelle sur un appareil jusqu'alors étranger, puis de se rendre maître de la manœuvre des différents organes accessoires : accélérateur, interrupteur de l'allumage, robinets, etc. [si l'appareil est de sa construction, cette façon de procéder permet en même temps, nous l'avons vu tout à l'heure (Chap. v), de mettre sa machine à peu près au point].

Dans ces premiers essais, comme, du reste, dans les premières envolées, s'il y a du vent, si peu que ce soit, et quoiqu'on puisse partir même par

vent arrière, il faut toujours partir vent debout. Dans le cas de l'envolée, en effet, cette façon de procéder permet de l'obtenir plus rapidement et, enfin, qu'on roule ou non sur le sol, la méthode est prudente, car la vitesse par rapport au sol ainsi acquise est moindre que si le vent est arrière (voir 1^{re} Partie, Chap. II). Ce qu'il faut éviter, qu'on roule sur le sol ou qu'on s'apprête à prendre son envolée, c'est, au moment du départ, le vent de côté qui : 1° produit une dérive latérale, et, quelquefois, un mouvement de conversion brusque faisant mal travailler les roues ; 2° pourrait donner, par suite du déplacement du centre de sustentation que ce vent entraîne, à l'instant même où l'on approche de la vitesse d'allègement, des préoccupations obligeant l'aviateur à des manœuvres un peu moins simples que celle de l'équilibreur seul.

Dans ces premiers essais, les débutants feront bien de placer sur leur appareil, à l'abri des remous d'air engendrés par les surfaces et par l'hélice, une « faveur » qui leur indiquera la direction du vent relatif que l'appareil reçoit : s'ils la voient dévier à gauche, c'est que le vent vient du côté droit ; s'ils le voient dévier à droite, c'est que le vent vient du côté gauche ⁽¹⁾. Ces déviations constatées, ils devront agir sur le gouvernail vertical de façon à ramener l'aéroplane dans le fil du vent, ce dont ils s'apercevront en constatant

⁽¹⁾ Même dans les grands vols, il sera utile de conserver ce ruban.

que la faveur est revenue dans le plan de symétrie de la machine, ou dans un plan parallèle à ce plan. Ils ne tarderont pas, d'ailleurs, à s'apercevoir que toute légère déviation latérale du ruban indique, un peu avant qu'elle ait lieu, une tendance de l'appareil à s'incliner du côté où le ruban se dirige et, qu'en ramenant l'appareil dans le fil du vent à l'aide de son gouvernail, la machine revient doucement à sa position horizontale. Mais cette manœuvre qui, même en plein vol, est la plus simple lorsqu'il s'agit de parer à une rupture d'équilibre latéral, a, entre autres inconvénients, celui, très grave, de *sacrifier la route*. Aussi étant donné que l'appareil que nous supposons entre les mains du débutant est pourvu d'organes permettant de rétablir l'équilibre transversal, engageons-nous celui-ci, dès qu'il se sentira bien maître de la manœuvre de l'équilibreur et du gouvernail vertical, de commencer à se rendre compte que l'équilibre latéral, sans sacrifier la route, peut être rétabli et l'appareil ramené dans le fil du vent, par le seul moyen des ailerons ou de la déformation des surfaces. Seulement, l'effet de ce genre de manœuvre met plus de temps à se faire sentir ⁽¹⁾.

⁽¹⁾ Cependant la manœuvre du gouvernail doit être préférée pour les appareils dont les organes lourds ont leurs masses, très concentrées par rapport à l'axe longitudinal (Ex. : les *Wright*), la manœuvre par aileron ou déformation des surfaces étant à recommander pour les appareils, comme les *Antoinette*, dans lesquels ces masses sont très dispersées, par rapport à cet axe.

II. **Les premières envolées.** — Lorsqu'on sera certain de posséder la maîtrise de tous les organes d'évolution, le moment sera venu de faire quelques courtes envolées en ligne droite, puis, en combinant la manœuvre du gouvernail de direction avec celle des ailerons ou de la déformation des surfaces, de s'attaquer à quelques virages très larges. Dans l'un ou l'autre cas, le ruban indiquera à chaque instant au pilote, par ses déviations, les phénomènes qui ont lieu, phénomènes étudiés dans la 1^{re} Partie de ce *Manuel*.

Dans le premier cas, c'est-à-dire lorsque l'appareil marche en ligne droite, s'il arrive qu'il s'incline, le ruban se dirige vers l'aile la plus haute par suite de ce fait que tout aéroplane qu'un remous fait incliner, tend à glisser du côté où il penche. Il faut alors faire appel, pour ramener l'horizontabilité, *ou* aux organes d'équilibre transversal, *ou* au gouvernail vertical qui permet de créer une force centrifuge s'opposant au glissement, *ou*, à la fois, aux organes d'équilibre transversal et au gouvernail vertical.

Dans le second cas, c'est-à-dire lorsqu'il y a virage (rappelons que tout mouvement du gouvernail de direction crée un virage et, par suite, une force centrifuge dirigée à l'extérieur de la courbe que l'on commence à décrire), le ruban se dirige vers l'intérieur de la courbe. Si, dans ces conditions, la machine prend une inclinaison trop forte et commence à glisser vers l'intérieur (ce dont il est facile de s'apercevoir), il faut, pour éviter tout danger : 1^o accentuer le virage

en diminuant son rayon, créer, par suite, une force centrifuge plus intense qui s'oppose au glissement, résultat que l'on obtient par la manœuvre opportune du gouvernail vertical ; 2^o en même temps, agir sur les ailerons ou user de la déformation des surfaces sustentatrices. On ne saurait trop veiller à cette manœuvre : nombre d'accidents ont été dus à ce que l'aviateur s'y était pris trop tard pour parer au glissement à l'intérieur. Les cloisons verticales, une longue queue, nous l'avons vu, diminuent beaucoup le danger en pareil cas. Mais le plus sûr est de se régler de façon à avoir plutôt trop de glissement vers l'extérieur que pas assez.

Tout cet apprentissage doit être fait méthodiquement, lentement, patiemment : chaque jour, des envolées fréquentes, mais courtes, sont indispensables. *Ne jamais se presser.*

REMARQUE. — A la rigueur, pour les virages très larges, on peut se passer du ruban. Mais si on désire effectuer un *virage* tout à fait *correct*, c'est-à-dire sans glissement à l'intérieur ou à l'extérieur (ce qui permet, une fois l'habitude acquise, de *virer plus court*), alors le ruban est indispensable, la constance de sa position dans le plan de symétrie (ou dans un plan parallèle) indiquant la perfection absolue de la manœuvre.

III. **Les premiers vols.** — Une fois l'apprentissage terminé, les premières envolées et virages réussis, l'aviateur, toujours par temps calme, pourra se permettre de commencer de véritables

vols, c'est-à-dire essayer de faire plusieurs fois le tour du champ de manœuvres, mais à faible hauteur, 3 mètres environ, en augmentant l'altitude, dans les virages, jusqu'à environ 5 mètres. Il devra profiter de ces premiers vols : 1° pour apprendre à maintenir son altitude aussi constante que possible, ce qui comporte la maîtrise parfaite de l'appareil qu'il a entre les mains; 2° pour apprendre à se rendre compte, à chaque instant, *de visu*, de sa position par rapport aux différents points du champ d'entraînement au-dessus duquel il opère, acquérir, en un mot, la *faculté de repérage*. Tant que ces deux qualités indispensables lui manquent, il est inutile qu'il s'essaie à vouloir voler quand il y a du vent.

L'action d'un *large courant d'air*, animé d'un vaste *mouvement continu* de translation, se traduit, en effet, par une dérive latérale (voir 1^{re} Partie, Chap. II), par suite de laquelle si l'on veut, par exemple, aller dans le *minimum de temps* de A en B (*fig. 30*), il faut orienter son appareil de façon qu'il fasse avec la route à parcourir un angle θ qui est celui de la diagonale AB du parallélogramme des vitesses v du vent et V de l'appareil. Seule, la faculté de repérage, une fois acquise, permettra à l'aviateur de remplir instinctivement la condition indiquée, c'est-à-dire de *corriger sa route*, au moins en ce qui concerne les vols au-dessus du champ de manœuvres : il lui suffira, à cet effet, de régler sa route de façon à voir le but qu'il se propose

d'atteindre toujours dans la même direction par rapport à un point de repère choisi sur l'appareil. Que s'il se contentait, pour aller de A en B, de mettre le cap sur B, il serait amené à changer sa route à chaque instant, à décrire la *courbe du chien* qui traverse la rivière pour rejoindre son maître, à allonger le chemin, en somme.

En dehors du champ de manœuvres, en plein air, dans le *vol proprement dit*, comme, sauf le cas de remous, rafales ou, encore, lors de la dérive due à un virage, l'aviateur, évidemment, a toujours vent debout, reçoit toujours le vent dans le sens normal), c'est-à-dire dans le plan de symétrie), que le ruban, par conséquent reste dans ce plan ou dans un plan parallèle, que toute indication manque, il ne pourra se rendre compte de l'existence d'un *vent constant* qu'en regardant à terre. Si le sol fuit parallèlement au plan de symétrie, l'appareil a une *direction parallèle au vent*, et comme, quand on connaît son appareil, on a facilement la sensation des variations de vitesse par rapport au sol, on voit qu'il sera facile de s'assurer si l'on marche dans le même sens ou en sens contraire du vent, si l'on a, en un mot, *vent-arrière* ou *vent-debout*. Si le sol fuit à gauche, c'est que l'appareil est en *dérive à droite*; s'il fuit à droite, c'est que l'appareil est en *dérive à gauche*. Avec un peu d'habitude, il est possible, ici encore, de corriger sa route en choisissant un *but temporaire* et en réglant la direction de l'appareil de façon à voir ce but toujours dans la même direction par rap-

port à un point de repère pris sur l'appareil, façon de procéder fort employée, d'ailleurs, dans la navigation maritime. Ajoutons qu'il est sage, avant le départ, de s'enquérir de la direction et de la vitesse moyennes du vent.

IV. L'atterrissage. — Pour *atterrir*, il est prudent, indispensable presque, avec les appareils à patins ou à roues non orientables, de choisir l'instant où le sol fuit parallèlement au plan de symétrie, mais avec la vitesse minimum. A ce moment, en effet, l'appareil remonte droit dans le lit du vent, et, par conséquent, l'atterrissage se fera vent debout : dans ces conditions, l'appareil s'arrête après un parcours assez court, le contact avec le sol est plus doux, le train amortisseur travaille dans des conditions normales. Cela ne veut pas dire qu'on ne peut pas atterrir avec vent arrière ; mais la manœuvre est plus longue, plus délicate. Ce qu'il faut toujours éviter, c'est d'atterrir avec le vent de côté, le train amortisseur, dans ces conditions, travaillant mal. *Le vent de côté, quand il est fort, est le grand ennemi de l'aviateur au départ et à l'atterrissage.*

On peut descendre moteur en pleine puissance, moteur affaibli ou moteur arrêté.

Lorsqu'on descend moteur en pleine puissance, l'action de la pesanteur, s'ajoutant à l'action des propulseurs, fait augmenter la vitesse. Dans ces conditions, il faut suivre une pente très douce et, avant d'atterrir définitivement, il vaut mieux attendre que l'appareil ait repris sa vitesse de

marche normale, ce qui a lieu après quelque vingtaine de mètres de parcours au ras du sol.

Lorsqu'on descend moteur arrêté, c'est-à-dire en *vol plané*, il faut immédiatement piquer du nez pour ne pas perdre de vitesse, descendre sous une pente assez forte et, à quelques mètres du sol, redresser l'appareil de façon qu'il puisse rencontrer le sol d'une façon normale. Au début, on s'expose à casser du bois ; mais *il est indispensable d'apprendre à atterrir ainsi*, puisqu'une panne du moteur peut toujours vous y forcer.

La pente peut être plus faible si l'on se contente de diminuer, à l'aide de l'accélérateur, la puissance du moteur ; étant plus faible, la descente est plus longue et, par suite, dans les grands vols, on a plus de temps et d'espace devant soi, ce qui permet de choisir le point d'atterrissage. En même temps, on a l'avantage de pouvoir, au voisinage du sol, redonner toute sa puissance au moteur et, par suite, d'atterrir comme dans le premier cas.

APPENDICE

Note I

Un aéroplane sans moteur, ou dont le moteur est arrêté, constitue ou devient un *planeur*. Une fois *lancé*, l'expérience et la théorie montrent qu'après l'*abattée*, c'est-à-dire après une chute, qui ne dure qu'un instant, suivant une trajectoire légèrement courbe, l'appareil *planera*, en ce sens qu'il regagnera le sol d'un mouvement uniforme dont la vitesse est égale à sa vitesse de régime, en faisant avec l'horizontale un angle à peu près constant γ , donné par la relation $\text{tg } \gamma = \gamma r$ (voir 1^{re} Partie, Chap. 1).

A tous ceux qui, à la campagne ou sur le bord de la mer, peuvent disposer d'une élévation dont la pente soit assez étendue et suffisamment douce, on doit recommander, comme un sport des plus attrayants, peu coûteux et constituant une excellente préparation pour un futur aviateur, des exercices de *planement* avec de vrais planeurs, à stabilité automatique ou non, construit à une échelle convenable. Les Wright, les G. Voisin, etc., ont commencé par des planeurs.

Nous ne croyons pas pouvoir mieux faire, à cet égard, que de reproduire ici les conseils que les

frères Voisin ont donnés à ce sujet dans la *Revue de l'Aviation*⁽¹⁾ :

« Le vol plané est, à notre avis, un des sports les plus passionnants qu'il soit possible d'imaginer. Outre le développement physique qui résulte d'essais répétés, l'aviateur puise, dans ces expériences : de la décision, de la précision dans ces mouvements, et surtout, des réflexes nouveaux qui lui seront utiles plus tard lorsque l'occasion se présentera de monter les grands appareils qui nécessitent une attention de tous les instants dans la manœuvre, et une grande rapidité de décision dans les moments difficiles.

« Le danger n'existe pas si le débutant commence sagement, sans imprudence ridicule, et si son appareil est assez robuste pour résister aux chocs des premiers jours. Au moment voulu, nous donnerons les renseignements nécessaires sur la façon d'opérer.

« Avant tout, choisissez un terrain donnant une pente de 10 à 15 0/0 sur une longueur de 50 à 100 mètres, orienté de telle façon que le vent régnant remonte la côte ; prenez de préférence une prairie ; évitez le voisinage des arbres et des piquets des vignes ; il n'est pas utile que le terrain ait plus de 50 mètres de large, mais il ne faut pas qu'il ait moins.

« Quand vous aurez trouvé l'endroit convenable, cherchez dans les environs un abri vous permettant un emplacement de 7 mètres de long sur 3 de large, où vous remettrez votre appareil, et faites votre pos-

⁽¹⁾ Le lecteur comprendra aisément que s'il est aisé de décrire en quelques pages la façon dont on peut construire soi-même et pour soi-même un planeur tel que celui dont il va être question (planeur Chanute), tout un volume ne suffirait pas pour expliquer à fond tous les détails que comporte la construction d'un aéroplane, à quelque type qu'il appartienne.

sible pour gagner à la cause sainte trois ou quatre de vos amis qui vous aideront dans le transport sur le terrain d'expériences et faciliteront vos premiers vols.

« Quand vous aurez découvert l'indispensable pente, songez à la construction de l'oiseau.

« On trouve du bambou de toutes les longueurs chez les marchands d'articles de pêche; il est bon d'en acheter tout de suite une provision, car les premiers essais briseront quelques pièces qu'il faudra réparer sur place, pour ne pas arrêter les expériences quand le temps sera favorable.

« Les fournitures à se procurer sont les suivantes :
 1° 40 mètres de bambou en morceaux de 4 mètres minimum et de 6 mètres maximum, mesurant 25 millimètres de diamètre à la base; 2° 2 kilogrammes de fil d'acier de 15/10 dit « corde à piano » (on trouve, en général ce fil d'acier chez les fabricants de ressorts); 3° 2 mètres de tubes en cuivre rouge de 3^{mm},5 de diamètre intérieur et de 4^{mm},5 extérieur; 4° 30 mètres de percale ou calicot en 80 ou 100 de large à 0 fr.50 le mètre; 5° une feuille de tôle de 3 kilogrammes; 6° un paquet de ficelle; 7° une grosse de boulons de poelier de 5 millimètres.

« Le prix de ces fournitures est de :

	fr.
1° Bambou.....	20
2° Fil d'acier.....	7
3° Tube.....	2,50
4° Percale.....	15
5° Tôle.....	2,50
6° Ficelle.....	1,25
7° Boulons.....	2,50
	<hr/> 50,75

« Il est nécessaire de se procurer un peu d'outillage. Nous conseillerons :

	fr.
Une pince coupante articulée.....	4
Une pince plate.....	2,50
Une scie à métaux.....	2,50
Une scie à bois.....	2,50
	<hr/> 11,50

« Prenez la feuille de tôle et découpez cinquante à soixante pièces semblables à la figure 132. Ces pièces

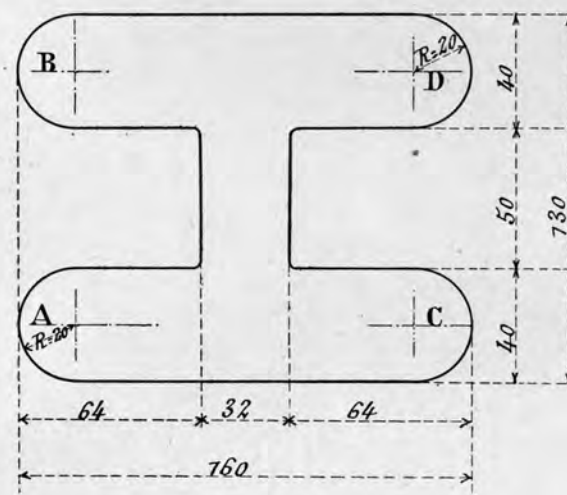


FIG. 131.

sont destinées à unir les longerons L de l'appareil aux montants M (fig. 132). Pour obtenir la forme désirée pliez les points A, B, C, D les uns sur les autres, de façon à obtenir une pièce semblable à la

figure 118. Percer le tout à l'aide d'un gros clou à l'endroit des lettres et réunir les quatre épaisseurs par un petit boulon.

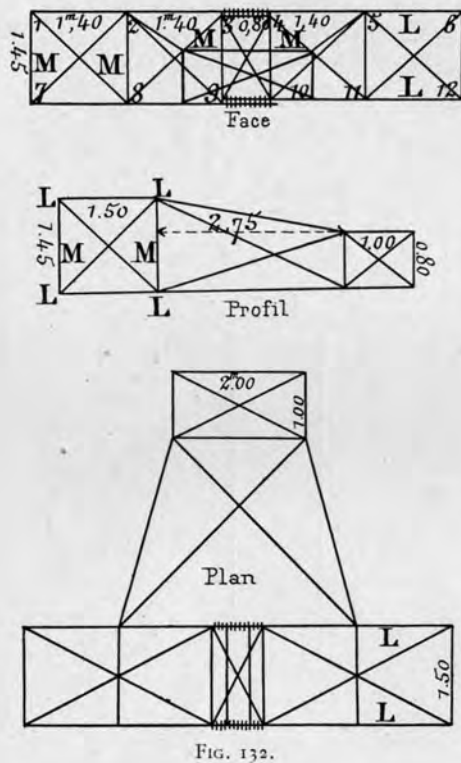


FIG. 132.

« Prenez dans vos bambous des morceaux permettant des longueurs de 6^m,50 en les juxtaposant par les gros côtés à l'aide d'un ficelage. Mettez deux de

ces pièces à terre et placez vos raccords aux points 1, 2, 3, 4, 5, 6, etc. (fig. 132). Montez deux de ces châssis suivant le même principe, en ayant soin d'ajuster les raccords de votre mieux, en tournant le boulon vers l'intérieur. Coupez ensuite vingt-deux bambous de 1^m,50. Placez-les horizontalement en les

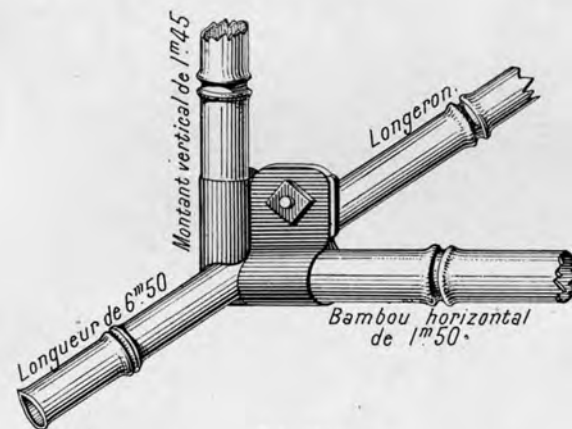


FIG. 133.

emmanchant dans les raccords. Quand vous aurez exécuté ce travail, coupez douze autres bambous de 1^m,45 et plantez-les verticalement dans les raccords de l'un des châssis; puis, sur l'extrémité libre de ces montants solidaires du premier châssis, placez le deuxième cadre de 6 mètres, construit de la même façon que le premier. Vous obtiendrez ainsi l'armature d'une cage de 6^m,50 de long, 1^m,45 de haut et 1^m,50 de large (fig. 134).

« Nous allons maintenant donner à cette cage la

rigidité nécessaire en l'armant à l'aide de fils d'acier. Pour cela, calez bien horizontalement l'ensemble et armez-vous de vos pinces après avoir coupé votre tube en cuivre en petits morceaux de 2 centimètres de long. Prenez l'extrémité du fil, enfiler un tube

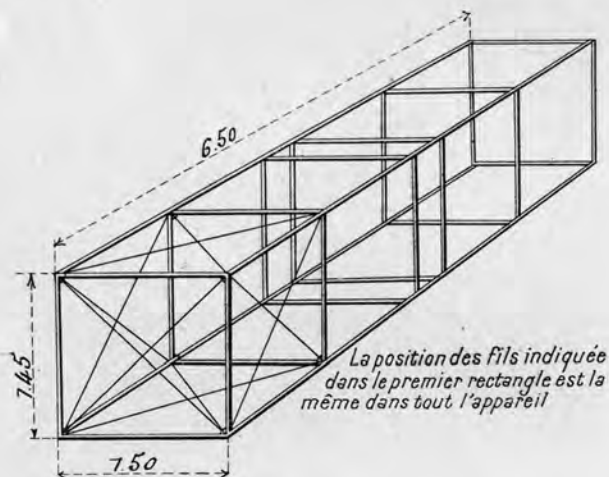


FIG. 134.

sur cette extrémité et recourbez le fil de façon à obtenir une boucle laissant un orifice de 5 millimètres environ, puis faites glisser ce tube de façon à prendre l'extrémité recourbée du fil. Tordez le bout et coupez. Vous avez en main une pièce (fig. 135), que vous prendrez sur le boulon de raccord. Faites de même après avoir pris la longueur de l'angle du haut opposé et réunissez le tout.

« Ne vous inquiétez pas du manque de tension dans

vos fils, mais faites votre possible pour obtenir une tension à peu près uniforme. Vous y arriverez après quelques essais si vous persévérez un peu.

« Pour obtenir un ensemble rigide, réunissez de la même façon tous les raccords de votre appareil, suivant la figure 132, par des diagonales. Vous obtiendrez ainsi une poutre indéformable dans tous les sens et qui peut porter, suspendus par ses extrémités, de 100 à 150 kilogrammes sans flexion.

« Nous avons en main le corps principal de l'appareil.

« La construction de la queue cellulaire sera conduite de la même façon.

« La figure 132 donne les dimensions : 2 mètres d'envergure, 0^m,80 de hauteur, 1 mètre de largeur.

« Lorsque cette cellule sera construite, il ne restera plus qu'à assembler le tout. Pour cela, coupez quatre bambous de 2^m,75, réunissez-les par l'une des extrémités aux jonctions 2, 5, 8, 11, à l'aide d'un ficelage enduit de colle forte. Une fois terminé, joignez par les mêmes procédés les quatre coins de la cellule arrière à ces quatre bambous, et posez dans l'ensemble les dernières diagonales. La carcasse obtenue doit être d'une rigidité absolue ; si les indications précédemment données ont été suivies, l'appareil sera parfaitement indéformable.

« La pose des surfaces sera bien simple. L'étoffe qui convient le mieux à cet usage sera le calicot, dont le prix modique décidera notre choix.

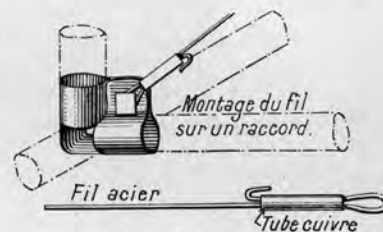


FIG. 135.

« On peut coudre ou coller les surfaces, la colle de pâte est parfaite pour cet usage. Nous avons construit autrefois de grands appareils de 60 mètres carrés qui n'ont pas souffert le moins du monde d'un bain de deux heures dans la Seine, après des essais malheureux.

« Nous allons donc couvrir la partie supérieure de la cellule principale de bout en bout.

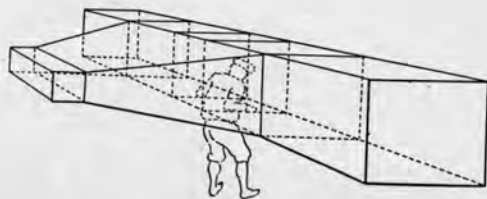


FIG. 136.

« Nous recouvrons ensuite la partie inférieure en laissant libre l'espace occupé par les raccords des deux longerons. C'est dans cet espace que se logera l'aviateur, soutenu par des bambous fixés sur les longerons à la distance qui lui conviendra le mieux pour s'y suspendre par les aisselles (fig. 136). La cote normale est de 33 centimètres.

« La cellule d'arrière formant la queue sera complètement enveloppée, comme la surface.

« Le planeur construit (ce planeur est du type *Chanute*, type dont la stabilité est indiscutable et qui a toujours donné d'excellents résultats), reste à traiter le chapitre des expériences proprement dites.

« Vous avez choisi votre terrain, choisi vos amis et choisi votre temps. Le vent est suffisant pour faire des essais lorsqu'il est assez fort pour soulever l'a-

pareil en le tenant par le longeron d'avant. Quand vous aurez réuni les conditions énoncées, attachez aux deux angles inférieurs avant de votre appareil deux cordelettes mesurant environ 1^m,50 à 2^m,50. Chargez vos aides de tenir l'extrémité de ces cordes et prenez votre aéroplane en main.

« Lorsque vous aurez déterminé la direction du vent, donnez aux aides l'ordre de descendre la pente en augmentant l'allure petit à petit. Au bout de quelques pas vous quitterez le sol. Continuez votre vol en cerf-volant jusqu'à la limite du terrain et recommencez cet exercice une dizaine de fois.

« Lorsque vous vous jugerez suffisamment aguerri et que votre appareil obéira parfaitement à vos mouvements, c'est-à-dire gagnera facilement le sol sur un mouvement de vos jambes en avant, donnez à vos aides, après un essor très court, l'ordre de lâcher les cordes. La manœuvre doit être exécutée avec un ensemble absolu, ce qui est très facile.

« Pour diriger l'aéroplane à droite, portez les jambes à droite. Pour le diriger à gauche, portez-les à gauche. Pour revenir au sol, portez-vous en avant, et surtout lutez avec persévérance contre la tendance que vous aurez au début à vous porter trop en arrière ; cette position cabrée est la seule qui soit dangereuse ; elle l'est d'ailleurs fort peu si vous opérez avec calme et si vous n'allongez pas vos cordes de départ un peu trop vite.

« Opérez graduellement et prudemment. »

Note II

Il est très amusant de construire de petits modèles avec moteurs constitués par des ressorts en caoutchouc. Beaucoup de marchands de jouets mettent

actuellement en vente, comme *jouet d'enfants*, de petits modèles d'aéroplanes qui font leur départ et leur atterrissage sur roues, et volent sur un parcours de 30 mètres environ. Construire soi-même un petit modèle ne coûte que de la patience, et un peu d'ingéniosité et d'habileté ; la fantaisie d'inventeur peut se donner libre cours. Ainsi, on peut faire un *joli oiseau planeur*, avec deux ailes et quille centrale,

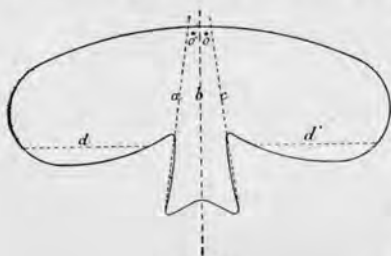


FIG. 137.

avec du papier à lettre léger, une épingle et une paire de ciseaux.

On coupe le papier comme l'indique la figure 137 ; on le replie ensuite suivant les lignes pointillées *a*, *b*, *c*, on enfle une épingle suivant la

ligne des points *o* et *o'* et on replie les bords postérieurs des ailes suivant les lignes *d* et *d'*, mais très légèrement et du côté opposé à la quille.

En prenant ce petit oiseau délicatement entre les doigts, en ayant soin que les ailes restent bien planes et le lâchant, on le verra parcourir, avec de gracieuses ondulations, une trajectoire doucement inclinée jusqu'au moment où il atteindra le sol.

Si, au premier essai, le vol n'est pas parfait, c'est que le centre de gravité est mal placé par rapport au centre de poussée. Il n'y a alors qu'à déplacer légèrement l'épingle, à l'avant ou à l'arrière : un déplacement de 1 millimètre, par exemple, de l'épingle, change de 1 millimètre le centre de gravité et, par conséquent, change l'angle d'attaque, dont la valeur,

ici, dépend des positions relatives du centre de poussée et du centre de gravité, par suite de l'existence du couple correspondant à ces deux points. Si le papier que l'on emploie est fort, on agrandira les dimensions et l'épingle. En outre, en découpant le papier, on peut commettre quelque maladresse ; d'ailleurs, le papier, n'étant pas toujours homogène, il est difficile de prévoir exactement où le centre de gravité tombera. Par conséquent, quelques essais préliminaires sont nécessaires : si le planeur pique du nez, déplacer l'épingle en arrière ; s'il ne prend pas de vitesse, la déplacer un peu à l'avant. S'il ne marche pas droit, il y a dissymétrie dans la construction, ou, encore, les ailes ne sont pas parfaitement planes.

REMARQUE. — Un appareil si simple peut être une source d'expériences utiles pour un observateur.

On pourra le modifier et étudier, par exemple, l'influence d'une longue queue qui augmentera l'angle de la pente (rapport des composantes), tout en facilitant la recherche du centre de poussée.

On pourra observer l'effet du gauchissement des ailes, des parties des ailes plus ou moins repliées, d'un petit équilibreur placé à l'arrière ou à l'avant, les balancements produits par un placement trop bas du centre de gravité et le chavirement en cas contraire, etc., etc.

Note III

Frein dynamo-électrique. — Ce frein est formé par une dynamo dont l'induit est accouplé au moteur et dont les inducteurs sont montés sur paliers à billes et peuvent osciller, ou *vice versa*. Les inducteurs portent un levier auquel on accroche des poids ou un dynamomètre.

Des rhéostats d'excitation et de champ permettent de faire varier le régime. Ces freins sont munis d'indicateurs de tours, de voltmètres, d'ampèremètres et même d'indicateurs de puissance supprimant les calculs.

La puissance cherchée est :

$$T = \frac{2\pi n L P}{60 \times 75}$$

T, puissance en HP;
n, nombre de tours par minute;
L, bras de levier des poids en mètres;
P, poids en kilogrammes.

Moulinet du colonel Ch. Renard. — Ce frein est constitué par deux ou quatre plans inclinés montés sur des bras fixés à un moyeu. On fait varier l'inclinaison des plans suivant la vitesse désirée. La puissance cherchée est :

$$T = Kn^2.$$

n, le nombre de tours de moulinet par minute.

On détermine K par l'expérience, pour les diverses inclinaisons et l'unité de vitesse, au moyen d'un moteur de puissance connue, tel qu'une dynamo, et on établit des tables de ces valeurs.

Frein électrique. — On accouple le moteur à mesurer avec une dynamo dont le rendement est connu pour les diverses charges et les diverses vitesses. Le

courant est envoyé dans un rhéostat de champ formé ou par des lampes que l'on allume en plus ou moins grand nombre, ou par un bac contenant de l'eau acidulée et deux électrodes en plomb dont on peut faire varier la distance. La puissance du moteur est :

$$W = EI \frac{I}{\rho}$$

ou :

$$T = \frac{W}{75 \times 9,81} = \frac{W}{734}$$

W, puissance en watts;
E, nombre de volts aux bornes;
I, intensité du courant en ampères;
 ρ , rendement industriel de la dynamo;
T, puissance HP.

Note IV

Après avoir appliqué le gyroscope à assurer la stabilité de marche des torpilles automobiles ou la stabilité transversale des navires (amortissement du roulis) il était naturel de songer à l'appliquer aux aéroplanes. Le premier appareil de ce genre véritablement étudié, dû à M. Regnard (appareil qui n'est qu'un *appareil de commande automatique*), a été présenté à l'Académie des sciences de Paris, par M. Carpentier, dans les termes suivants :

« L'organe essentiel de l'appareil est un gyroscope qu'on installe en un point convenable de l'aéroplane par l'intermédiaire d'un équipage à la Cardan, de manière à lui laisser une indépendance complète en direction par rapport aux supports. La masse tour-

nante de ce gyroscope se compose d'un lourd volant parfaitement centré et de l'induit annulaire d'une petite dynamo qui lui est accolé. L'inducteur fixe de la dynamo est de forme également annulaire ; il est placé dans le même plan que l'induit et l'enveloppe. Au moyen d'un courant emprunté à une batterie d'accumulateurs, le tore mobile est mis en rotation et il est entretenu à une vitesse de plus de 10.000 tours par minute ⁽¹⁾. Adoptant, sous l'influence de cette rotation, une direction invariable parallèle au plan de l'espace dans lequel il a été lancé, ce tore, grâce à sa suspension, prend, par rapport à l'aéroplane toutes les positions relatives correspondantes aux inclinaisons propres de ce dernier, et, *suivant que l'aéroplane pique du nez ou se cabre, suivant qu'il s'incline à droite ou à gauche*, il provoquera l'établissement de divers contacts électriques. Ces contacts électriques font entrer en mouvement des moteurs commandant les palettes du gouvernail de profondeur soit pour les relever, soit pour les abaisser ainsi que les ailerons de redressement, placés aux extrémités droite ou gauche des ailes de l'aéroplane. Ainsi ce gyroscope, suppléant par le fait l'aviateur, donne à l'aéroplane une sorte d'*instinct artificiel* tout à fait comparable à celui qui gouverne les réflexes du cerveau chez l'oiseau et chez l'insecte.

Dans l'appareil de démonstration présenté en séance le système gyroscopique, réalisé en grandeur, est placé dans un caisson parallélépipédique vitré, dans lequel sont contenus, en outre, les accumulateurs fournissant la force motrice. Ce caisson, dont la

⁽¹⁾ Cette vitesse est nécessaire, un corps tournant opposant à toute inclinaison de son axe une résistance d'autant plus grande que sa rotation est plus rapide et sa masse plus considérable.

position normale est droite, est installé sur un socle, de manière à pouvoir être incliné à la main dans toutes les directions. Au-dessus du caisson, en haut de la colonnette, est fixé un modèle *extrêmement réduit* de monoplan, portant les organes mobiles de stabilisation. A l'intérieur du fuselage sont disposés les moteurs destinés à commander les organes, *moteurs réduits*, dans cet appareil, à de simples pistons plongés dans des solénoïdes.

Quand l'appareil est droit, les organes de stabilisation demeurent dans la position neutre mais, après le lancement du gyroscope, dont la position d'équilibre a été choisie horizontale, vient-on à incliner l'appareil, des contacts s'établissent, et l'on voit les organes de stabilisation entrer en jeu, soit isolément, soit simultanément. Des dispositifs de réglage permettent, d'ailleurs, de faire varier les limites de leur intervention, c'est-à-dire la sensibilité même de l'instrument. »

Comme le fait remarquer M. Noalhat, tous les organes de l'appareil présenté par M. Carpentier étaient des *modèles réduits*. Il faut donc, avant de se prononcer définitivement, savoir ce qu'il donnera pratiquement en grandeur d'exécution, et, à ce moment, son poids, celui de la batterie d'accumulateurs, etc., bien des coefficients étant loin d'être proportionnels. Puis une chose manque à cette description, c'est le dispositif employé par l'inventeur pour annuler le fonctionnement du système lorsqu'on obligera l'appareil à *prendre de la bande*, c'est-à-dire la liaison de sa commande automatique avec la commande du gauchissement, et il nous semble que l'inventeur, en voulant réaliser d'un même coup trois conditions importantes, savoir : stabilité transversale, stabilité longitudinale, virage, cherche un peu trop la complication pour que sa

commande automatique puisse, dès aujourd'hui, être considérée comme pratique.

REMARQUE. — Le vent ne comportant pas, *généralement*, le mouvement uniforme d'une masse d'air (comme nous l'avons toujours supposé dans ce *Manuel*), mais bien une série de brèves pulsations d'amplitudes variables (qui correspondent à des vitesses relatives de signe contraire par rapport à la vitesse de régime de l'aéroplane) et l'action du gyroscope ne se prêtant guère à de simples oscillations comme il serait cependant nécessaire (et comme il est obtenu par les réflexes de l'oiseau), on peut se demander, avec Langley, si l'emploi du gyroscope, non en tant qu'appareil de commande comme on vient de le dire, mais en tant que *stabilisateur*, ne présenterait pas de grands inconvénients: en cas de rafale un peu forte, il est à craindre, en effet, que l'action de cet appareil ne contribue à amener la rupture de certains organes ou la déformation des ailes au point d'application de la pression de l'air, et, en fin de compte, d'une manière comme d'une autre, la chute de l'aéroplane.

Note V

Depuis quelques années, de nombreux inventeurs, les Wright en tête, ont breveté et sont en train d'essayer des organes de *stabilisation dynamique*. Les résultats de ces recherches ne sont pas encore connus, excepté ceux, assez satisfaisants, obtenus récemment par le capitaine Étévé, à l'aide d'un procédé qui ressemble beaucoup à celui des Wright. En peu de mots, le principe du système Étévé est le suivant :

Si nous considérons une surface reliée par une longue tige à un pivot, de façon à constituer une sorte

de *girouette*, et que nous l'imaginions fixée en un point de l'aéroplane qui soit l'abri des remous, elle aura une tendance, qu'elle soit verticale ou horizontale, à rester d'elle-même dans le fil du vent. Si on l'écarte de cette position, elle fera effort pour y revenir, effort qui peut être utilisé pour commander un organe quelconque, par exemple, un équilibreur de même grandeur que la girouette, mais compensé.

Dans ces conditions, *si l'aéroplane se cabre*, la girouette ayant tendance à maintenir sa position primitive, puisque la direction du vent n'a pas varié, fera, par conséquent, un certain angle avec l'axe relevé de la machine. Dès lors en la combinant avec l'équilibreur, on pourra s'arranger de façon que ce dernier s'oppose au mouvement de cabrage. Si *l'aéroplane pique du nez*, une action inverse se produira.

Des procédés analogues sont à l'essai pour ce qui regarde *l'équilibre transversal*.

Note VI

Le *moteur Gnome* (Seguin frères), type *Omega*, a été étudié spécialement pour l'aviation. La principale préoccupation de ces constructeurs a été d'obtenir un moteur, non pas allégé, mais léger par construction. Aucune pièce n'est fondue et l'aluminium est rigoureusement proscrit. L'allègement a été obtenu en faisant travailler rationnellement la matière et en n'employant que des matériaux de premier choix, la plupart des organes sont en acier-nickel forgé à la main.

Refroidissement. — Le moteur est rotatif : ses 7 cylindres (pour 50 H. P.) se refroidissent par conséquent dans l'air, ce qui évite la circulation d'eau ou les ventilateurs.

Volant. — Les cylindres et le carter, par leur rotation, constituent un volant très puissant qui régularise la marche et contribue largement à la conservation des hélices, dont la rupture est si fréquente avec les moteurs sans volant.

Équilibre. — Toutes les pièces en mouvement sont animées de rotation autour de deux axes, fixes dans l'espace; l'équilibrage parfait du moteur résulte donc de l'absence de mouvement alternatif.

Description. — L'arbre creux fixe sert de point d'attache du moteur et porte les roulements à billes et les butées.

Cet arbre creux sert de tuyau d'arrivée des gaz et livre passage aux tuyaux de graissage qui conduisent l'huile aux bielles et au roulement, et l'amènent aux cylindres.

Bielles. — Le manneton porte les deux roulements à billes sur lesquels s'appuie la bielle maîtresse. Sur cette bielle s'articulent les six biellettes.

Les pieds de bielles sont attelés à des chapes qui se fixent aux pistons et sont arrêtés par les boîtes de soupapes d'aspiration formant écrou.

Soupapes d'aspiration. — Les soupapes d'aspiration sont automatiques et équilibrées par un système de contrepoids, afin que, pendant la marche, leur ouverture ne soit pas influencée par l'effet de la force centrifuge. Elles sont facilement démontables de l'extérieur par l'orifice supérieur du cylindre.

Tout le mécanisme d'équilibrage est maintenu constamment graissé par l'excès de l'huile des bielles. Des deux côtés de l'arbre sont des flasques de butée et de distribution.

Flasques de butée et de distribution. — La flasque de butée porte les roulements à billes d'arrière et les butées avant et arrière; sur cette flasque peut se fixer l'organe de transmission ou l'hélice.

La flasque de distribution contient les roulements à billes avant, puis les engrenages de démultiplication et les sept cames avec leurs colliers qui commandent à la traction les soupapes d'échappement.

Carter. — Le carter se compose d'une boîte cylindrique fermée à ses deux bases par les flasques de butée et de distribution, portant sur la surface sept pénétrations cylindriques dans lesquelles rentrent à frottement dur les sept cylindres qui sont maintenus en place par des segments d'acier et des clavettes parallèles aux génératrices du carter.

Ce mode de fixation, qui est instantanément démontable, permet d'obtenir un assemblage automatiquement assuré par la force centrifuge.

Cylindres. — Les cylindres et leurs ailettes sont entièrement pris dans la masse d'acier forgé; ils portent vers la partie supérieure la bougie et, au sommet, la boîte à soupape d'échappement.

Bougies. — Les bougies sont d'un type très spécial, étudié pour un refroidissement énergique et, grâce à la force centrifuge, complètement insensibles à l'huile.

Soupapes d'échappement. — Les soupapes d'échappement sont commandées par double culbuteur portant des masses d'équilibrage destinées à éviter la fatigue des cames sous l'influence de la force centrifuge des soupapes.

Un ressort ramène sur son siège la soupape d'échappement et les contrepoids précités sont réglés pour laisser disponible une partie de la force centrifuge de la soupape, ce qui assurerait le fonctionnement du moteur, même dans le cas où, accidentellement, un ressort d'échappement viendrait à se briser.

Magnéto. — La magnéto est commandée par des engrenages dans le rapport 4/7; elle fournit le courant à un distributeur en ébonite, à sept plots, où s'attachent les fils nus des bougies.

Pompe à huile. — La pompe à huile est placée symétriquement à la magnéto. C'est une pompe mécanique à deux cylindres, avec distributeur. Ce dispositif sans clapet rend le fonctionnement absolument certain.

On a apporté une attention spéciale à cet organe, afin de rendre son fonctionnement indérégable, son débit indépendant de la contre-pression des tuyaux de refoulement et de la viscosité de l'huile. Le graisseur porte en bout un distributeur de primaire dans le cas où l'on veut adjoindre à la magnéto un allumage de secours par accus (accumulateurs).

Carburateur. — Il est placé en bout de l'arbre et, muni de sa prise d'air automatique, assure la parfaite docilité du moteur à toutes les vitesses.

Puissance. — 50 HP.

Poids. — 76 kilogrammes, soit 1^{kg},52 par HP.

Nombre de tours. — Le nombre de tours par minute peut varier de 200 à 1.300.

La dépense d'huile est d'environ 2 litres à l'heure; la dépense d'essence de 300 à 350 grammes par cheval-heure.

REMARQUE. — Un moteur Gnome de 100 HP, à 14 cylindres, pesant 100 kilogrammes, monté sur un *Blériot*, a fait du 106 à l'heure.

TROISIEME PARTIE

Tables et Renseignements

CHAPITRE I

NOTIONS DE MÉCANIQUE

I. COMPOSITION DES FORCES

Principe. — Une force peut être considérée comme appliquée en un point quelconque de sa direction.

Résultante de deux forces situées dans un même plan. — La résultante R des deux forces F et F_1 est la diagonale R du parallélogramme construit sur ces forces (fig. 138).

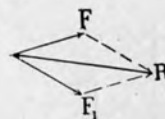


FIG. 138.

Résultante de plusieurs forces situées dans un même plan. — 1° On peut l'obtenir en composant les forces deux par deux, puis en composant les résultantes.

EXEMPLE. — F_1 et F_2 donnent la résultante R' (fig. 139); F_3 et F_4 donnent la résultante R'' ; R' et R'' donnent la résultante générale R . Si les deux dernières forces sont égales, parallèles et de sens inverse, elles constituent un couple et il n'y a pas de résultante unique.

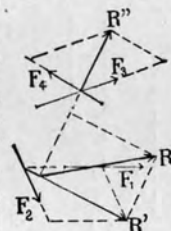


FIG. 139.

2° On obtient la résultante en construisant le polygone des forces et le polygone funiculaire (fig. 140). Le polygone des forces s'obtient en menant par un point a une parallèle ab égale à la force 1, et dans le même sens; par b une parallèle à la force 2, et ainsi de suite jusqu'à la parallèle de à la dernière force 4. La ligne ae qui ferme le polygone $abcde$ est égale à la résultante, et son sens est inverse de celui des autres lignes.

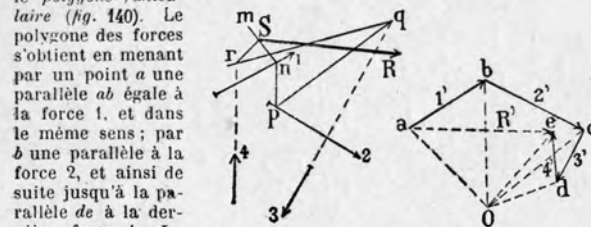


FIG. 140.

Pour trouver sa position, on joint les sommets du polygone à un point quelconque O, et, par un point quelconque m, on mène une parallèle mn à Oa jusqu'à sa rencontre avec la direction de la force 1, par n une parallèle np à Ob jusqu'à la direction de la force 2, et ainsi de suite jusqu'à la parallèle qr à la ligne Od. Par r on mène une parallèle rs à Oe. La rencontre S des deux parallèles aux lignes Oa et Fe aboutissant aux extrémités de la ligne qui ferme le polygone des forces est un point de la résultante R, égale, parallèle à R' et de même sens.

Résultante de deux forces parallèles de même sens (fig. 141).

— La résultante est dans le plan de ces forces, égale à leur somme, et située entre les deux, ses distances l_1 et l_2 aux forces F_1 et F_2 étant inversement proportionnelles à ces forces :

$$\frac{l_2}{l_1} = \frac{F_1}{F_2}$$



FIG. 141.

Résultante de deux forces parallèles de sens inverse (fig. 142).

— La résultante est dans le plan de ces forces, égale à leur différence, en dehors et du côté de la plus grande. Les distances de la résultante aux forces sont inversement proportionnelles à ces forces :

$$\frac{l_1}{l_2} = \frac{F_2}{F_1}$$



FIG. 142.

Résultante de plusieurs forces parallèles situées dans un même plan.

— On peut les composer deux par deux ou construire le polygone des forces abcde (fig. 143), qui se réduit à une ligne, et le polygone funiculaire mnpqrs en menant ab égale

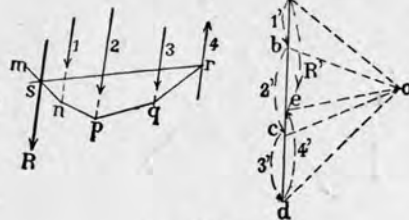


FIG. 143.

et parallèle à 1, bc égale et parallèle à 2, ..., etc., et dans le même

sens ; la ligne de fermeture ae est égale à la résultante, dont le sens est inverse des lignes formant le polygone. Sa position R est obtenue en menant mn parallèle à oa, np parallèle à ob, ..., rs parallèle à oe jusqu'à la rencontre de la première ligne mn.

Moment d'une force par rapport à un point.

C'est le produit de cette force F par la perpendiculaire L abaissée du point sur la force (fig. 144) :

$$M = F \times L.$$

Si la force est exprimée en kilogrammes et la distance en mètres, le moment est en mètres-kilogrammes (MK).



FIG. 144.

Couple.

Un couple est formé par deux forces parallèles égales et de sens inverse. Le moment d'un couple est le produit d'une des forces par leur plus courte distance.

Un couple peut toujours être remplacé par un autre couple de même moment et de même sens situé dans son plan :

$$F \times L = F' \times L' \text{ (fig. 145).}$$

Une force F (fig. 146) peut être remplacée par une force F' égale et parallèle et un couple situé dans le plan de ces deux forces, ayant un moment F'L' égal et de même sens au moment F x L de la force F par rapport à un point a de F'.



FIG. 145.



FIG. 146.

égale et parallèle à F' et située à une distance L de cette force telle que :

$$F \times L = F' \times L'.$$

Résultante de deux forces non situées dans un même plan.—

Soient les deux forces AF et BF_1 (fig. 147); par un point quelconque C de l'une d'elles, on mène une force CF_1 égale et parallèle à l'autre. Les deux forces données ont pour résultante la résultante CR de AF et CF_1 et un couple situé dans le plan des deux forces BF_1 et CF_1 dont le moment est égal au moment de BF_1 par rapport à C . Le moment de ce couple est minimum lorsque le point choisi C correspond à la plus petite distance des deux forces données.

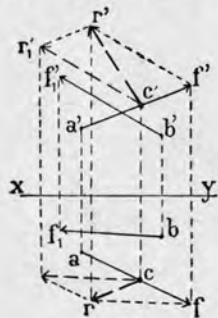


FIG. 147.

Résultante de plusieurs couples situés dans un même plan (fig. 148).

— C'est un autre couple $R \times L_1$, dans le même plan, ayant pour moment la somme algébrique des moments des composants, les couples tendant à produire la rotation dans un sens étant considérés comme positifs, et ceux tendant à produire la rotation en sens inverse comme négatifs :

$$R \times L_1 = -F \times L + F' \times L' + F'' \times L''.$$

Résultante de deux couples situés dans des plans différents. — La résultante des deux couples $F \times L$ et $F' \times L'$ est un autre couple situé dans un plan passant par l'intersection des plans des deux composants. On

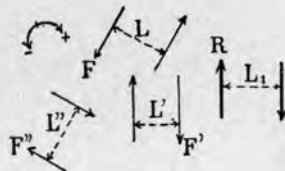


FIG. 148.

remplace chacun des couples $F \times L$ et $F' \times L'$ par deux couples équivalents :

$$F_1 \times L_1 = F \times L$$

et

$$F_2 \times L_1 = F' \times L'.$$

La résultante R détermine le couple résultant $R \times L_1$ qui est dans le plan P passant par l'intersection de M et N et par les forces R (fig. 149). Pour plus de facilité, on considère

l'un des plans de projection (fig. 150) perpendiculaire aux deux plans

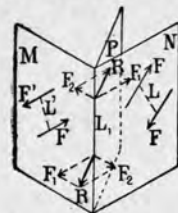


FIG. 149.

des couples composants, et les forces F_1 et F'_1 perpendiculaires à l'intersection de ces deux plans. On peut aussi prendre L_1 égale à l'unité, et l'un des plans M ou N parallèle à l'autre plan de projection.

Résultante de plusieurs forces parallèles situées dans des plans différents. — On considère comme positives les forces dirigées dans un sens, et comme négatives celles dirigées en sens inverse. La résultante R est égale à la somme algébrique de ces forces :

$$R = F_1 - F_2 - F_3 + F_4 + F_5.$$

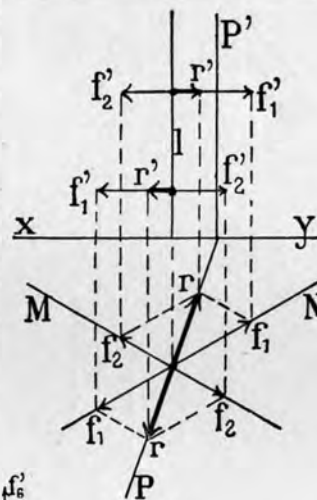


FIG. 150.

On obtient sa position :

1° En déterminant ses moments par rapport à deux plans parallèles aux forces, et qui peuvent former entre eux et avec les plans de projections des angles quelconques (fig. 152), mais qu'il est préférable de prendre perpendiculaires entre eux, et l'un parallèle au plan de projection parallèle aux forces, l'autre perpendiculaire aux deux plans de projections (ceux-

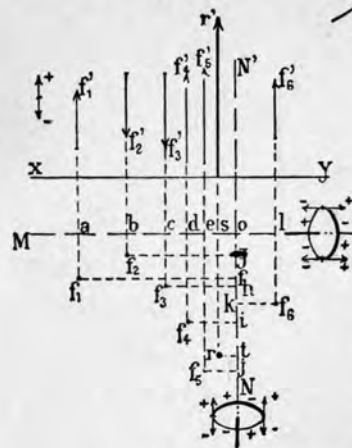


FIG. 151.

ci étant l'un parallèle et l'autre perpendiculaire aux forces) (fig. 1).

Le moment d'une force F_1 par rapport à un plan parallèle est égal au produit de cette force par sa distance au plan :

$$M = F_1 \times f_1 a.$$

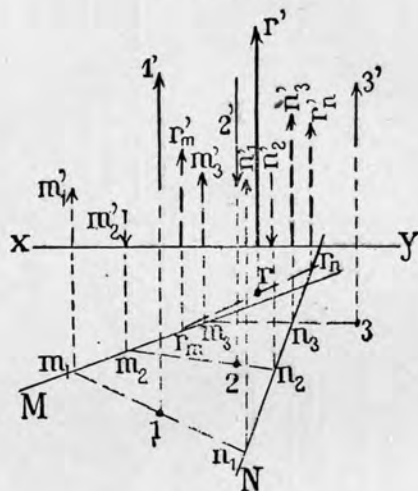


FIG. 152.

L'un des plans choisis, M, peut être le plan vertical de projection, sa trace horizontale OM se confondant alors avec xy .

Toutes les forces peuvent être ou non dans le même dièdre MON.

On considère comme positifs par rapport à chaque plan M et N les moments tendant à produire la rotation dans un sens autour des horizontales situées dans ces plans, et comme négatifs ceux agissant en sens contraire.

Si toutes les forces sont dans le même dièdre, les forces positives donneront des moments positifs. Les forces, telles que F_6 , situées en dehors de NN' donneront par rapport au plan N un moment de signe contraire au signe de ces forces. De même pour les forces qui seraient situées en dehors de MM1.

Les moments $R \times rs$ et $R \times rt$ de la résultante par rapport à M et N sont égaux respectivement aux sommes algébriques S_m et S_n des moments des forces par rapport à chacun des plans. Comme on connaît R, on a la position r par :

$$rs = \frac{S_m}{R} \quad \text{et} \quad rt = \frac{S_n}{R},$$

$$R \cdot rs = F_1 \cdot af_1 - F_2 \cdot bf_2 - F_3 \cdot cf_3 + F_4 \cdot df_4 + F_5 \cdot ef_5 + F_6 \cdot lf_6,$$

$$R \cdot rt = F_1 \cdot ff_1 - F_2 \cdot gf_2 - F_3 \cdot hf_3 + F_4 \cdot if_4 + F_5 \cdot jf_5 - F_6 \cdot kf_6;$$

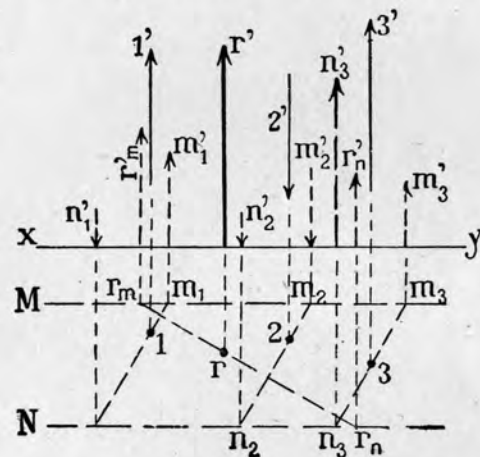


FIG. 152.

rs et rt sont portés en dedans du dièdre MON si $R \times rs$ et $R \times rt$ sont positifs, et en dehors de MM1 ou de NN' si $R \times rs$ ou $R \times rt$ sont négatifs.

2° On peut décomposer chacune des forces 1, 2, 3, ..., dans deux plans parallèles à ces forces, déterminer les deux résultantes R_m et R_n des composantes suivant ces plans, et la résultante générale R de R_m et R_n . Les deux plans choisis M et N peuvent former entre eux un angle quelconque (fig. 152), ainsi que les plans contenant les composantes. Il est préférable de les prendre parallèles entre eux (fig. 153),

pour faciliter les tracés, et de comprendre toutes les forces dans l'intervalle des plans M et N.

La figure 154 est une représentation graphique de la décomposition d'une force F en deux directions parallèles f et f_1 situées à des distances l et l_1 .

Dans la première méthode, si la résultante R , somme algébrique des forces, est nulle, sans que l'un ou les deux moments $R \times rs$ et $R \times rt$, par rapport aux plans M et N, soient nuls, la résultante est un couple. Si l'un de ces moments est nul, le couple est dans le plan par rapport auquel ce moment est nul. Dans la deuxième méthode, la résultante est un couple si les deux résultantes partielles sont égales et de sens contraire.



FIG. 154.

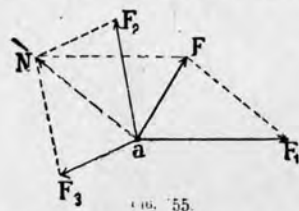


FIG. 155.

aN et la force aN suivant les deux directions aF_2 et aF_3 , qui forment

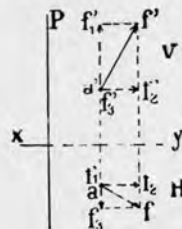


FIG. 156.

avec aF_1 les trois composantes cherchées.

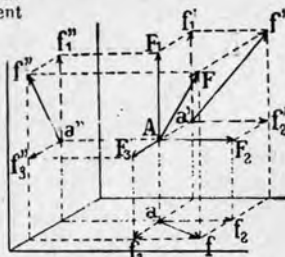


FIG. 157.

Les figures 156 et 157 représentent la décomposition d'une force AF en trois directions perpendiculaires à trois plans perpendiculaires V , H et P , chacune des projections $a'f$ et af sur un plan donnant les deux composantes parallèles à ce plan.

Résultante de plusieurs forces situées dans des plans différents. — On décompose chacune de ces forces en trois directions perpendiculaires à trois plans rectangulaires. On détermine les résultantes de chacun des trois groupes de forces parallèles, et la composition de ces trois résultantes donne, en général, un couple et une force dont l'un ou l'autre ou les deux peuvent être nuls, dans des cas particuliers.

II. MOUVEMENT

Mouvement uniforme. — La vitesse v est constante; E , chemin parcouru pendant un temps t :

$$E = vt.$$

Mouvement uniformément varié. — L'accélération est la variation constante de vitesse dans l'unité de temps. Elle est positive si la vitesse augmente, négative dans le cas contraire.

$$V = V_0 \pm jt.$$

$$E = V_0 t \pm \frac{1}{2} jt^2 = \frac{V_0 + V}{2} t.$$

j = accélération, t = temps, V_0 = vitesse initiale,
 V et E , vitesses et espaces au bout du temps t .

Si le corps part du repos, $V_0 = 0$, et on a :

$$V = jt, \quad E = \frac{1}{2} jt^2.$$

Mouvement à accélération constante ou variable. — Les temps, accélération, vitesse et espace sont liés par les équations différentielles

$$j = \frac{dv}{dt}, \quad v = \frac{de}{dt}$$

Chute des corps dans le vide ou, ce qui revient au même, en négligeant la résistance de l'air. — L'espace parcouru est la hauteur H , l'accélération est

$$g = \frac{P}{M} = 9,81.$$

$$V = V_0 + gt,$$

$$H = V_0 t + \frac{1}{2} gt^2.$$

Si le corps n'a pas de vitesse initiale,

$$H = \frac{1}{2}gt^2, \quad v = gt = \sqrt{2gH}.$$

Si le corps est lancé de bas en haut, avec une vitesse initiale V_0 , il s'arrête au bout d'un temps t , à une hauteur H :

$$t = \frac{V_0}{g}, \quad H = \frac{V_0^2}{2g}.$$

Trajectoire oblique (dans le vide). — Si un corps est lancé suivant un angle α avec une vitesse uniforme initiale V_0 , il décrit une trajectoire définie par les équations suivantes (sans tenir compte de la résistance de l'air) (fig. 158) :

$$\begin{aligned} x &= V_0 t \cos \alpha, \\ y &= V_0 t \sin \alpha - \frac{1}{2}gt^2 = x \tan \alpha - \frac{gx^2(1 + \tan^2 \alpha)}{2V_0^2}. \end{aligned}$$

La plus grande hauteur h est :

$$\begin{aligned} h &= \frac{V_0^2 \sin^2 \alpha}{2g}, \\ mn &= \frac{V_0^2 \sin 2\alpha}{g}. \end{aligned}$$

La trajectoire est une parabole ayant pour paramètre p :

$$p = \frac{2V_0^2 \cos^2 \alpha}{g}.$$

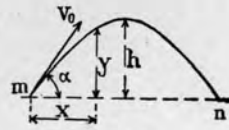


FIG. 158.

Lorsque la trajectoire est horizontale au début (fig. 159), la courbe est une parabole ayant son sommet au point A et dont les coordonnées sont liées par les relations :

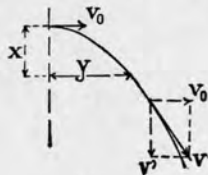


FIG. 159.

$$\begin{aligned} x &= \frac{1}{2}gt^2, \quad y = V_0 t, \\ y^2 &= \frac{2V_0^2}{g}x = 2px, \\ \text{paramètre } p &= \frac{V_0^2}{g}. \end{aligned}$$

La vitesse tangentielle en un point est

$$V = \sqrt{V_0^2 + 2gx} = \sqrt{V_0^2 - \frac{g^2 y^2}{V_0^2}}.$$

Si un corps suit un plan incliné sans frottement (fig. 160), la force suivant le plan est :

$$P_1 = P \sin \alpha;$$

l'accélération :

$$j = g \sin \alpha.$$

L'augmentation de vitesse, au bout d'un espace e , suivant le plan, est égale à la vitesse qu'aurait le corps tombant librement d'une hauteur h :

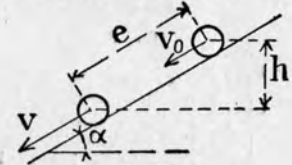


FIG. 160.

$$e = V_0 t + \frac{1}{2}jt^2.$$

Si le corps part du repos, la vitesse initiale

$$V_0 = 0;$$

on a :

$$V = jt = gt \sin \alpha = \sqrt{2gh}.$$

Mouvement de rotation. — La vitesse angulaire ω est le rapport $\frac{V}{R}$ de la vitesse circonférentielle et du rayon ; en d'autres termes, c'est la vitesse circonférentielle pour un rayon égal à l'unité :

$$\begin{aligned} \omega &= \frac{2\pi n}{60}, \\ V &= \omega R, \end{aligned}$$

n , nombre de tours par minute ;
 V , vitesse circonférentielle par seconde.

Travail d'une force. — Le travail d'une force est égal au pro-

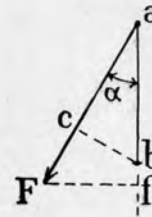


FIG. 161.



FIG. 162.

duit de cette force par le chemin parcouru dans la direction de cette force. Si F est la force, ab le chemin parcouru :

$$T = F \times ac = ab \times af \text{ (fig. 161 et 162).}$$

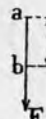


FIG. 163.

Travail de la pesanteur. — Le travail produit par la chute d'un corps est égal au produit du poids par la hauteur verticale, quel que soit le chemin parcouru (fig. 133 et 164) :

$$T = P \times h = P \times ab.$$

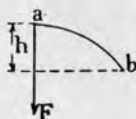


FIG. 164.

Puissance vive (force vive). — La puissance ou force vive $\frac{1}{2} MV^2$

d'un corps de masse $M = \frac{P}{g}$, animé d'une vitesse V , est égale au travail nécessaire pour donner ou détruire cette vitesse (fig. 165) :

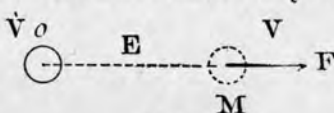


FIG. 165.

$$W = \frac{1}{2} MV^2 = F \times E.$$

F , force dont le travail $F \times E$ détruit la puissance vive du corps ;
 E , espace parcouru à partir de la vitesse nulle.

Pour faire passer un corps de masse M d'une vitesse V à une vitesse V' , il faut lui fournir ou lui enlever un travail W :

$$W = \frac{1}{2} M (V'^2 - V^2).$$

Dans le cas de la chute d'un corps de poids P :

$$T = Ph = \frac{1}{2} MV^2.$$

Moment d'inertie. — Si un corps est animé d'un mouvement de rotation autour d'un axe et que sa vitesse angulaire soit ω , sa puissance vive prend la forme :

$$W = \frac{1}{2} \omega^2 \Sigma mr^2,$$

m désignant la masse d'un élément très petit de ce corps, r la distance de cet élément au centre de la circonférence décrite. L'expression Σmr^2 s'appelle le *moment d'inertie* du corps.

Théorème. — Le moment d'inertie d'un corps solide par rapport à un axe quelconque est égal au moment d'inertie du corps par rapport à un axe parallèle au premier et passant par le centre de gravité, augmenté du produit de la masse entière par le carré de la distance des deux axes.

Puissance. — La puissance d'une force est le travail produit par cette force pendant l'unité de temps :

$$P = \frac{F \times E}{t}.$$

La puissance d'un moteur est le travail produit par ce moteur pendant l'unité de temps.

Quantité de mouvement. Choc des corps.

Quantité de mouvement. — Une force F , agissant pendant un temps t très petit sur un mobile de masse m au repos, lui communique une vitesse v telle que :

$$F \times t = m \times v.$$

Le produit $F \times t$ s'appelle l'*impulsion de la force*, et le produit $m \times v$ la *quantité de mouvement* du mobile.

Si le mobile possédait une vitesse initiale v_0 , on a $Ft = m(v - v_0)$.

Choc des corps. — Lorsque deux corps de masse m_1 et m_2 animés de vitesses v_1 et v_2 se rencontrent, le centre de gravité de l'ensemble continue à se déplacer, après le choc, suivant la ligne droite qu'il suivait avant, et avec la même vitesse.

Quand le déplacement des deux corps se fait suivant une même ligne droite, la vitesse constante du centre de gravité est :

$$v = \frac{m_1 v_1 + m_2 v_2}{m_1 + m_2}.$$

Si les corps sont parfaitement élastiques, la puissance vive totale de l'ensemble ne change pas et on a, v'_1 et v'_2 étant les vitesses de chaque corps après le choc :

$$m_1 (v_1^2 - v'^2_1) = m_2 (v_2^2 - v'^2_2).$$

Si les corps sont mous et dépourvus d'élasticité, ils se déplacent tous les deux après le choc avec la vitesse v , et la perte de puissance vive due au choc est :

$$W = \frac{1}{2} (v_1 - v_2)^2 \frac{m_1 m_2}{m_1 + m_2}.$$

Les vitesses, dans ces formules, doivent être comptées avec leurs signes.

Mouvement pendulaire.

1° Durée d'oscillation d'un pendule simple :

$$t = \pi \sqrt{\frac{l}{g}}$$

2° Durée d'oscillation d'un pendule composé :

$$t = \pi \sqrt{\frac{I}{Mdg}}$$

I, moment d'inertie du pendule par rapport à un axe perpendiculaire au plan d'oscillation et passant par le centre de suspension ;

M, masse du pendule ;

d, distance du centre de gravité au centre de suspension.

REMARQUE. — Connaissant *t*, *M* et *d*, on peut calculer *I*. C'est un moyen de déterminer le moment d'inertie d'un corps solide de forme quelconque, qu'il n'y a donc qu'à suspendre convenablement.

Extrait de l'Agenda Dunod, *Construction automobile*, par M. C. FAVRON.

CHAPITRE II

NOTIONS SUR LA RÉSISTANCE DES MATÉRIAUX

TABLES PERMETTANT LEUR EMPLOI

I. Les matériaux résistent aux efforts auxquels ils sont soumis, grâce à la *cohésion* (propriété des molécules de se tenir entre elles).

Les forces ne peuvent que seulement : *allonger, comprimer, tordre ou fléchir* les matériaux.

Un poteau diminue de hauteur sous l'influence de la charge qu'il supporte ; un fil de fer est allongé par le poids qu'il soutient. Si l'effort est plus grand que la cohésion, on a *rupture* ou écrasement. Si l'effort détermine un *glissement* parallèle à la section que l'on considère, il y a *cisaillement* : une cisaille coupe la tôle parce que ses lames forcent les molécules d'une section à glisser par rapport à celle de la section voisine.

La *flexion* courbe les pièces : un poteau scellé dans le mur se courbe sous l'influence du poids qu'il supporte.

La *torsion* tord les pièces autour de leur axe. Par exemple, l'arbre qui, commandé par une manivelle, fait tourner une poulie soulevant un poids est soumis à la *torsion*.

F a) Traction. — Les corps élastiques tendent à reprendre leurs dimensions primitives quand l'effort qui les déformait vient à cesser. Ainsi le fil de fer auquel on suspend un poids s'allonge ; si le poids ne dépasse pas une certaine limite, le fil reprend lorsqu'on le détache, sa longueur primitive (*déformation élastique*). Que si l'on tend le fil à l'aide d'un poids qui dépasse une certaine limite, alors même qu'on le retire, un petit allongement définitif reste (*déformation permanente*). Cette limite que la charge a fait dépasser est la *limite d'élasticité*. Dans les pièces des machines, il ne faut jamais atteindre cette limite.

Il suffit à cet effet d'observer les règles et les chiffres que l'expérience a trouvés :

Loi. — Les *allongements* sont *proportionnels* aux *efforts* et à la *longueur* de la pièce (tant qu'on n'atteint pas la limite). En outre, les efforts auxquels on peut soumettre la pièce pour lui imprimer un certain allongement sont *proportionnels à l'aire de la section*.

Si l'on fait le quotient de l'effort en kilogrammes, que peut supporter en toute sécurité une pièce, par la surface S de la section transversale exprimée en millimètres carrés, on a le coefficient de résistance à la traction (C_t).

Cette charge est, pour les bois, $\frac{1}{10}$ de la charge qui déterminerait la rupture (coefficient de rupture C_r).

On peut déterminer la charge P qu'une pièce pourra porter par la formule :

$$P = C_t \times S.$$

La Table E donne ces deux coefficients pour les bois employés, en général, dans les différentes parties des aéroplanes.

Dans leur choix, il faudra tenir compte aussi de leur poids spécifique, c'est-à-dire de leur poids par mètre cube (table D).

b) *Compression*. — La résistance d'une pièce à la compression est proportionnelle à la section sur laquelle l'effort est exercé.

Si nous considérons un poteau en bois qui supporte une charge au sommet et si nous augmentons graduellement sa longueur, un moment arrive où nous voyons le poteau fléchir.

Dans le calcul des pièces chargées debout, il faut donc tenir compte de la longueur.

Tant que l'on n'atteint pas la limite d'élasticité, les raccourcissements sont proportionnels aux efforts. En appelant C_c le coefficient de résistance à la compression (donné par la Table F, déduite des expériences de Rondelet et Morin), nous aurons :

$$P = C_c \times S.$$

La Table G donne les formules pratiques de Hodgkinson permettant de trouver les dimensions des poteaux.

REMARQUE. — Dans la construction des aéroplanes, les pièces ont souvent des dimensions si petites qu'il est possible de choisir un matériel homogène et sûr, spécialement en ce qui regarde l'absence de nœuds, etc. Par conséquent, les règles données pour le cas général sont plutôt trop sévères.

D'autre part, une petite imperfection ou dissymétrie suffit à provoquer un fléchissement, quelquefois même avant d'atteindre la limite donnée.

Il est donc préférable, dans un aéroplane, d'augmenter progressivement jusqu'au milieu de leur hauteur la section des montants qui doivent travailler par compression. Ceci explique la forme de fuselage que l'on donne, en général, aux montants, en augmentant l'épaisseur au milieu (voir fig. 70).

On peut compter qu'à parité de matériel employé on gagne ainsi $\frac{1}{8}$ de résistance par cette disposition.

c) *Cisaillement*. — Si S est l'aire, exprimée en millimètres carrés, de la section, dans laquelle le cisaillement s'opère, et si C_g est le coefficient correspondant, nous aurons :

$$P = C_g \times S.$$

(Voir la Table H.)

d) *Flexion*. — Si nous considérons un morceau de bois à section uniforme et si nous lui donnons une flexion prononcée, on pourra constater que les fibres inférieures a s'allongent (traction), tandis que les fibres supérieures b se raccourcissent (compression). Les déformations vont en diminuant de a à b en laissant une couche c , située à l'intérieur, qui ne subit ni raccourcissement, ni allongement. C'est la couche neutre, dont l'intersection avec une section droite quelconque de la pièce s'appelle axe neutre, axe qui passe par le centre de gravité de la section.

Le moment des forces moléculaires dans la section droite par rapport à l'axe neutre (moment de résistance), fait équilibre au moment des forces fléchissantes (moment fléchissant). La résistance dépend donc de la forme de la section. La section de la pièce qui subit les plus grandes altérations s'appelle section dangereuse.

Soient M le moment fléchissant par rapport à la section, $z = \frac{I}{n}$ le module de la section, c'est-à-dire le quotient du moment d'inertie I de la section d'encastrement pris par rapport à un axe mené par son centre de gravité, et perpendiculairement au plan de flexion, par la distance n de la fibre la plus tendue ou la plus comprimée à l'axe neutre (ce module de la section, est donné par la Table K pour quelques sections les plus avantageuses dans les aéroplanes). Si R est la tension dans les fibres éloignées de l'axe neutre, nous aurons :

$$M = R \times z.$$

formule où R désigne la charge pratique qu'il ne faut pas dépasser.

e) *Torsion*. — La torsion étant, autant que possible, toujours évitée dans les pièces d'aéroplanes, il est inutile d'en parler ici.

f) *Principe de la poutre armée*. — Il a été dit, à plusieurs reprises dans le cours de ce Manuel, que l'on peut presque toujours amener toutes les pièces qui constituent les organes légers d'un aéroplane, et cela au grand avantage de la construction, à travailler uniquement par traction et par compression. Dès lors, il importe de donner une idée sommaire de la solution adoptée soit dans les différents types de fuselages qui ont été décrits, soit dans la construction des surfaces, soit dans l'assemblage des surfaces en forme de pont (multiplans).

Comme, seule, la connaissance parfaite de la Statique graphique peut permettre de prévoir exactement les efforts de chaque pièce

(montants, longerons, haubans) et que, d'ailleurs, les données que nous avons sur la résistance des bois, façonnés en petites pièces, ne sont peut-être pas encore bien sûres, au moins pour ce qui regarde les bois les plus avantageux, comme le spruce (*silver spruce*), nous nous bornerons à en donner un très court aperçu, en faisant observer

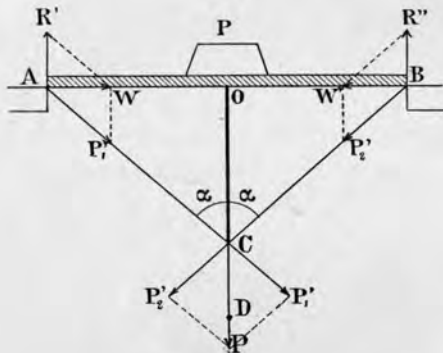


FIG. 166.

aux constructeurs qui veulent économiser leur peine et ne comptent pas produire une œuvre s'éloignant de beaucoup des types actuels, qu'ils n'ont tout simplement qu'à procéder par comparaison (1).

Soit donc une pièce de bois (un longeron, par exemple), à section rectangulaire, appuyée en A et en B (fig. 166).

Un poids P, appliqué en son centre O, la ferait fléchir. Mais si on l'« arme » d'une tige verticale OC (montant) et de deux haubans AC, CB, l'effort du poids P se transforme en une force $P' = P$ appliquée en C. Cette force P' se décompose en deux autres, $P'_1 = P'_2$ (que l'on obtient graphiquement en dessinant le parallélogramme des forces $CP'_1P'_2$), qui sont des forces de traction sur les haubans. D'un autre côté, les appuis A et B donnent des réactions $R' = R'' = \frac{P}{2}$ qui, en se composant avec les forces P'_1, P'_2 , que l'on peut transpor-

(1) Voir les Tables L, M, N, P.

ter en A' et en B, donnent lieu à deux composantes horizontales $W = W'$, qui sont des forces de compression. Par suite, dans la pièce ainsi armée, tout travaille uniquement à la traction et à la compres-

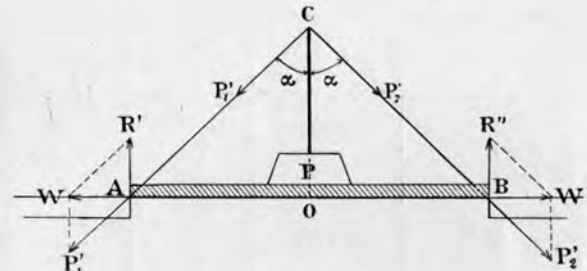


FIG. 167.

sion (un calcul simple montre que la valeur commune des forces de compression est $\frac{P}{2} \tan \alpha$, celle des forces de traction étant $\frac{P}{2 \cos \alpha}$, α étant l'angle de chaque hauban avec le montant). — Il est facile de voir que si l'on armait la poutre comme dans la figure 167, W et W' deviendraient des forces de traction.

Dans toutes les constructions en poutre armée, on obtient les mêmes résultats en ajoutant des haubans et des tiges auxiliaires. Ex. : une cellule Voisin (fig. 119). Mais comme on l'a vu p. 145, cette triangulation de la poutre est, quelquefois, obtenue sans haubans, à l'aide d'autres tiges. Quoi qu'il en soit, les éléments seuls, dans un aéroplane, (exception faite pour les *Antoinette*) travaillent, évidemment, en flexion, tout effort de flexion se transformant en compression ou en traction pour les montants et les longerons, en traction pour les haubans.

Du reste, si l'on calculait l'épaisseur à donner aux pièces dans le cas où on les fait travailler par flexion et dans le cas où les efforts sont transformés en efforts de compression et de traction, on verrait que dans le second cas, la construction est beaucoup plus légère, à parité de résistance.

II. Les *Tables* qui suivent permettent l'emploi judicieux des bois, étoffes, papiers, etc., employés dans la construction des aéroplanes.

TABLE A

TISSUS	RÉSISTANCES PAR MÈTRE DE LONGUEUR	POIDS EN GRAMMES	PRIX
	kilog.		fr.
56 I Écru	800	120	4 00
56 II Jaune	800	120	4 50
109 Écru	900 à 1.100	140	4 50
110 Double face		140	4 50
111 Jaune		140	4 75
100 A Écru	1.300 à 1.400	155	5 60
100 B Double face		155	5 60

Largeur des pièces : 105 centimètres, pour le 56 I, 109, 110, 111.
 Largeur des pièces : 105 ou 130 centimètres, pour le 100 A et 100 B.
 Longueur des pièces : de 30 à 75 mètres suivant les tissus.

TABLE B. — Papiers et soies

	RÉSISTANCE PAR MÈTRE	POIDS PAR MÈTRE CARRÉ
	kilog.	grammes
Parchemin.....	800	115
Emballage.....	900	160
Sulfurisé.....	700	80
Papier du Japon verni..	600	80
Soie du Japon vernie...	600	100

TABLE C

Densités de bois d'aéroplanes

Acajou mâle.....	0,80
— femelle.....	0,56
Cèdre.....	0,48
Cotonwood.....	0,55
Frêne.....	0,67
Grisard.....	0,41
Hêtre.....	0,73
Hickory (sorte d'acajou).....	0,72
Spruce.....	0,55

TABLE D

Poids d'un mètre cube de bois (en kilogrammes)

QUALITÉ DU BOIS (1)	POIDS EN KILOGRAMMES
Pin-sapin a.....	800-900
— b.....	500-700
Frêne-noyer a.....	850-950
— b.....	650-750
Hêtre-chêne a.....	900-1.100
— b.....	700-800
Spruce a.....	800-1.000
— b.....	550-650

(1) a = fraîchement coupé. — b = sec.

TABLE E

Coefficients (C_r) de résistance et (C_e) de rupture des bois

QUALITÉ DU BOIS (1)	C_t (2)	C_r (2)
Chêne fort <i>a</i>	1,00	10,00
— — <i>b</i>	0,16	1,60
— faible <i>a</i>	0,60	6,00
— — <i>b</i>	0,10	1,00
Sapin choisi (de Carène) <i>a</i>	0,9	9,00
Silver Spruce (du Canada) <i>a</i>	1,10	11,0
Hêtre <i>a</i>	1,17	11,70
— <i>b</i>	=	0,73
Frêne <i>a</i>	1,20	12,00
Tremble <i>a</i>	0,65	6,30
Orme <i>a</i>	0,80	8,00
Buis <i>a</i>	1,40	14,00
Acajou <i>a</i>	0,60	6,00
Teak <i>a</i>	1,10	11,00
Poirier <i>a</i>	0,7	7,0
Peuplier choisi <i>a</i>	0,6	6,0
— — <i>b</i>	0,3	3,0

(1) REMARQUE. — *a* Dans le sens des fibres.
— — *b* Perpendiculairement aux fibres.
(2) En kilogrammes par millimètre carré.

TABLE F (Rondelet et Morin). — Charge de sécurité (C_e) en kilogrammes par centimètre carré des poteaux en chêne ou en sapin.

RAPPORT de la hauteur à la dimension transversale plus petite (tout en centimètres)	C_e	RAPPORT de la hauteur à la dimension transversale plus petite (tout en centimètres)	C_e
12	44,5	28	26,0
14	42,0	32	22,0
16	39,5	36	16,0
18	37,0	40	15,4
20 (1)	35,0	48	10,2
22	32,7	60	5,4
24	30,0	72	2,5

(1) Les formes creuses, rendant, à parité de matière, plus petit le rapport indiqué par la Table, sont très avantageuses.

TABLE G. — Formules Hodgkinson permettant de trouver les dimensions pratiques des poteaux.

 a = le côté de la section carrée en centimètres. h = la hauteur en décimètres. P = la charge en kilogrammes.

Bois de chêne fort	$P = 256,5 \frac{a^4}{h^2}$
Bois de chêne faible	$P = 180 \frac{a^4}{h^2}$
Bois de sapin fort (ou spruce)	$P = 214,2 \frac{a^4}{h^2}$
Bois de sapin faible	$P = 160 \frac{a^4}{h^2}$

TABLE H. — Coefficients de sécurité (C_g) et de rupture au cisaillement (C_{rg}).

	C_g	C_{rg}
Chêne.....	0,07	0,79
Hêtre.....	0,06	0,66
Sapin.....	0,04	0,42

REMARQUES SUR LA TABLE K. — Puisque le poids d'une barre est proportionnel à l'aire de sa section et sa résistance au module de la même section, plus le quotient $\frac{\pi}{R}$ sera grand, plus la barre sera économique. En outre, puisque, près des couches neutres, les fibres ne travaillent que peu dans la flexion, il est avantageux d'enlever de la matière près de l'axe neutre pour la reporter en haut et en bas.

De là l'excellence des formes à double T ou au moins des formes creuses, qui sont en général plus pratiques pour les avions — et que l'on peut construire, par exemple, en collant et fixant des lattes longitudinales entourées de toile collée.

TABLE K. — Modules z et aires A pour des sections de formes différentes, et moments d'inertie correspondants.


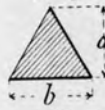

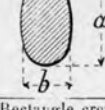
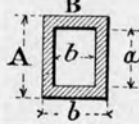







FORME DE LA SECTION	z	A	I
Rectangle 	$\frac{1}{6} a^2 b$	ab	$\frac{1}{12} a^3 b$
Triangle 	$\frac{1}{24} a^2 b$	$\frac{1}{2} ab$	$\frac{1}{36} a^3 b$
Cercle 	$\frac{\pi}{32} d^3 = 0,098 d^3$	$\frac{\pi}{4} d^2 = 8,785 d^2$	$0,049 d^4$
Ellipse 	$\frac{\pi}{32} a^2 b$	$\frac{\pi}{4} ab$	$\frac{\pi a^3 b}{64}$
Rectangle creux 	$\frac{BA^3 - ba^3}{6A}$	$BA - ab$	$\frac{BA^3 - ba^3}{12}$
Ellipse creuse 	$\pi \frac{BA^3 - ba^3}{32A}$	$\frac{\pi}{4} (AB - ab)$	$\frac{\pi}{64} (BA^3 - ba^3)$

TABLE L. — Dimensions des pièces d'une cellule de biplan Wright
Composée de deux surfaces (1^m,25 ×

	PIÈCE	NOMBRE de pièces	SECTION Dimension en millimètres
1	Longeron central AV	2	 $a = 32$ $b = 45$
2	Longeron central AR	2	 $a = 31$ $b = 46$
3	Longeron des extrémités AV	4	Comme le n° 1
4	Longeron d'extrémité AR	4	Comme le n° 2
5	Élément de courbe, type C	50	 $a = 12$ $b = 7$
6	Élément de courbe à section pleine	14	 $b = 12$ $a = \text{variable}$
7	Montants des extrémités	8	 $a = 30$ $b = 50$ $a' = 18$ $b' = 25$
8	Montants centraux	10	 $a = 35$ $b = 60$ $a' = 25$ $b' = 30$
9	Haubans	10	Diamètre 2-3

REMARQUES. — La distance réciproque des montants croît du centre aux
à la distance réciproque

qui supporte, à 65 kilomètres (15^m,50 à la seconde), 500 kilogrammes.
2 mètres) du type A à éléments du type C.

LONGUEUR en mètres	OBSERVATIONS
4,436	La cellule est divisée en trois parties reliées par les haubans et par des charnières. Par conséquent, dans chaque bord d'aile, on a un longeron central et deux longerons d'extrémité.
4,436	
3,765	
3,765	
2,000	a, b sont les dimensions de la section des lattes qui constituent l'élément type C (voir 2 ^e partie).
2,000	Les éléments pleins sont mêlés aux précédents dans les endroits qui exigent plus de résistance.
1,71	Les montants ont la forme de fuseau. a, b sont les dimensions au centre. a', b' sont les dimensions aux deux bouts.
1,71	Les montants centraux sont plus épais que les autres.
1,71	Les haubans en fil d'acier (corde à piano) sont plus solides au centre qu'aux extrémités.

extrémités de 1^m,30 à 2 mètres. Les éléments de courbe sont disposés d'environ 33 centimètres.

TABLE M. — Dimensions et poids des pièces d'un fuselage en frêne pour appareil ne dépassant pas 350 kilogrammes (voir fig. 102).

PIÈCES	NOMBRE	LONGUEUR en mètres	SECTION (dimensions en centimètres)	POIDS approximatif en kilos
Longerons	4	7	Maximum AV 3×3 (2) Minimum AR 2×2	11,00-11,70
Montants et segments	36	Décroissant de 0,60 à 0,30	Égale à la section de la partie correspondante des longerons.	9,0-10,0
Montant terminal A (1)	1	0,25	Égale à la section de la partie correspondante des longerons.	0,18-0,20
Fers à U avec boulons	72	0,25	Égale à la section de la partie correspondante des longerons.	$72 \times 0,3$ 2,20-2,20
Fils d'acier	72	100	Diamètre 1 ^{mm} ,5	1,50-1,50
Fixage des fils Imprévu	72	100	Diamètre 1 ^{mm} ,5	0,50-1,40
POIDS TOTAL.....				24,38-27,00

(1) On ne précise pas la forme de ce montant qui doit relier par ses deux bouts les deux longerons supérieurs et les deux inférieurs par encastrement. Il en résulte que le fuselage finit à l'arrière par deux triangles superposés reliés par le montant A.

(2) Graduellement décroissante de l'avant à l'arrière.

REMARQUE. — En employant le spruce, il faudra augmenter légèrement les dimensions. On peut réduire, malgré cette augmentation, le poids total à 22-25 kilogrammes (Voir les Tables relatives aux densités et résistances du bois).

TABLE N. — Cellule extra-légère de biplan ne dépassant pas 300 kilogrammes (21 mètres cubes).

PIÈCES	NOMBRE	LONGUEUR en mètres	SECTION en centimètres	MATÉRIEL	POIDS approximatif en kilos
Longeron de bec AV (1)	2	6,20	$2,5 \times 1,2$	Spruce	1,8-2,0
Longeron principal AV	2	6,20	4×4	Spruce	9,5-10,0
Longeron principal AR	2	6,20	2×3	Spruce	3,5-4,0
Longeron terminal AR	2	6,20	2×1	Sapin	1,2-1,4
Éléments type B (2)	50	1,70	(3)	(3)	10,0-12,0
Montants	12	1,50	(4)	Spruce	3,0-7,0
Tissu	45 m. c.	1,50	(4)	à 150 gr. le m. c.	6,7-6,7
Fers à U avec boulons	48	1,50	(4)	à 0,03 la pièce	1,5-1,5
Fil d'acier	48	120	moyenne 1 ^{mm} ,5	à 0,03 la pièce	1,8-1,8
Fixage des fils. — Assemblage. — Imprévu.					1,0-1,6
TOTAL.....					42,0-48,0

(1) Section rectangulaire arrondie ensuite et adaptée au profil des éléments.

(2) Intervalle de 25 centimètres.

(3) Les deux lattes en sapin $1 \times 0^{\text{cm}},7$; la nervure verticale en acajou perforé : épaisseur, 0^{cm},6.

(4) Les quatre centraux en frêne fuselé : aire de la section, 8 centimètres carrés; les autres en spruce : aire de la section, 6 centimètres au milieu.

TABLE P. — Dimensions et poids approximatif de la membrure ne dépassant pas 350 kilo-

PIÈCES	NOMBRE	LONGUEUR en mètres
Longeron de bec antérieur	1	3,50
Longeron principal antérieur	1	3,50
Longeron principal postérieur	1	3,50
Longeron terminal postérieur	1	3,50
Éléments à section pleine	6	2,35
Éléments type C	15	2,35
Tissu	15	16 m. c.
* Fixage de la toile. — Assemblage. Imprévu	15	16 m. c.
TOTAL		

(1) Le longeron collé et cloué inférieurement aux éléments dans une entaille dits éléments.

(2) Graduellement décroissantes du centre (ou bord de l'aile fixé au fuselage)

(3) $a \times b$ est la section des lattes inférieures et supérieures, et d la distance donne ici que la section correspondante à l'épaisseur maxima de la surface, le quées 1^{re} partie, chap. I. Les éléments à section pleine (qui peuvent être allés-placés les éléments type C, à égale distance (0^m,175) les uns des autres. Les

REMARQUE. — La surface totale est composée de deux ailes à droite et à gauche du le contour préféré pouvant être faci-

d'une aile (voir la remarque) de monoplan (8 mètres carrés) grammes. Type à 4 longerons.

SECTION EN CENTIMÈTRES	MATÉRIEL	POIDS APPROXIMATIF en kilos
$2,5 \times 1,5$ (1)	Sapin ou peuplier	0,42-0,600
Maximum 2×7 Minimum (2) 2×3	Frêne	2,100-2,400
Maximum 2×5 Minimum (2) $2 \times 2,5$	Frêne	1,500-1,700
$2 \times 1,5$	Sapin ou peuplier	0,400-0,500
Maximum 2×9 Minimum (2) $1,5 \times 6$ (3)	Frêne	6,300-6,600
$a = 1,2 \ b = 1,0 \ d = \text{maximum } 7$ minimum 4 (3)	Sapin	3,600-3,800
$a = 1,2 \ b = 1,0 \ d = \text{maximum } 7$ minimum 4 (3)	Sapin	3,000-3,200
$a = 1,2 \ b = 1,0 \ d = \text{maximum } 7$ minimum 4 (3)	Sapin	2,000-2,200
.....		19,350-21,000

correspondante, doit être ensuite arrondi et adapté au profil supérieur des à l'extrémité libre.

de ces lattes (voir description du type C (2^e Partie, Chap. II). Pour les éléments, on ne profil étant déterminé par les règles de courbure et de bonne pénétration indiqués par des trous) sont placés à 0^m,70 l'un de l'autre. Dans l'intervalle sont éléments sont pourvus d'entailles correspondantes aux longerons.

plan de symétrie ou de fuselage. On suppose l'aile rectangulaire ($3^m,50 \times 2^m,35$), lement donné à l'extrémité libre.

FORMULES DIVERSES. — TABLES NUMÉRIQUES

I. ARITHMÉTIQUE

Proportions.

$$a : b :: c : d, \frac{a}{b} = \frac{c}{d}, a = \frac{b \times c}{d}, ad = bc, \frac{a \pm b}{b} = \frac{c \pm d}{d},$$

$$\frac{a \pm c}{b \pm d} = \frac{a}{b} = \frac{c}{d}, \frac{a^n}{b^n} = \frac{c^n}{d^n}, \sqrt[n]{a} = \sqrt[n]{c}.$$

Progressions.

Progression arithmétique ou par différence. — La différence d'un terme quelconque avec le précédent est constante; cette différence prend le nom de *raison*. Soient a le premier terme; r , la raison; n , le nombre de termes.

On a : $a . a + r . a + 2r . a + 3r \dots a + (n-1)r$,
la valeur du dernier terme est : $t = a + (n-1)r$,
la somme des n premiers termes, $s = \frac{a+t}{2} n$,

la raison de la progression formée en insérant m moyennes entre a et t :

$$r = \frac{t-a}{m+1}.$$

Progression géométrique ou par quotient. — Le rapport d'un terme quelconque au précédent est constant; ce rapport prend le nom de *raison*. Soient a le premier terme; q , la raison; n , le nombre de termes.

On a : $a . aq . aq^2 . aq^3 \dots aq^{n-1}$.
la valeur du dernier terme est : $t = aq^{n-1}$

la somme des n premiers termes, $s = a \frac{q^n - 1}{q - 1}$

si la progression est croissante, et

$s = a \frac{1 - q^n}{1 - q}$ si la progression est décroissante;

la raison de la progression formée en insérant m moyennes entre a et t ,

$$q = \sqrt[m+1]{\frac{t}{a}}.$$

Sommes de quelques progressions. — La somme des n premiers nombres de 1 à n :

$$1 + 2 + 3 + 4 + \dots + (n-1) + n = \frac{(1+n)n}{2}.$$

La somme des n premiers nombres impairs de 1 à $(2n-1)$,

$$1 + 3 + 5 + 7 + \dots + (2n-3) + (2n-1) = n^2.$$

La somme des n premiers nombres pairs jusqu'à $2n$,

$$2 + 4 + 6 + 8 + \dots + (2n-2) + 2n = (1+n)n,$$

La somme des carrés des n premiers nombres,

$$1^2 + 2^2 + 3^2 + 4^2 + \dots + (n-1)^2 + n^2 = \frac{n(n+1)(2n+1)}{6}.$$

(C'est la formule qui permet de calculer les piles de boulets en forme de pyramide à base quadrangulaire.)

II. TRIGONOMÉTRIE

FORMULES GÉNÉRALES

$$\sin^2 a + \cos^2 a = 1.$$

$$\operatorname{tg} a = \frac{\sin a}{\cos a}$$

$$\operatorname{cog} a = \frac{\cos a}{\sin a}$$

$$\sin(a+b) = \sin a \cos b + \sin b \cos a$$

$$\sin(a-b) = \sin a \cos b - \sin b \cos a$$

$$\cos(a+b) = \cos a \cos b - \sin a \sin b$$

$$\cos(a-b) = \cos a \cos b + \sin a \sin b$$

$$\operatorname{tg}(a+b) = \frac{\operatorname{tg} a + \operatorname{tg} b}{1 - \operatorname{tg} a \operatorname{tg} b}$$

$$\operatorname{tg}(a-b) = \frac{\operatorname{tg} a - \operatorname{tg} b}{1 + \operatorname{tg} a \operatorname{tg} b}$$

$$\sin 2a = 2 \sin a \cos a$$

$$\cos 2a = \cos^2 a - \sin^2 a$$

$$\operatorname{tg}^2 a = \frac{2 \operatorname{tg} a}{1 - \operatorname{tg}^2 a}$$

$$\sin \frac{a}{2} = \sqrt{\frac{1 - \cos a}{2}}$$

$$\cos \frac{a}{2} = \sqrt{\frac{1 + \cos a}{2}}$$

$$\cos a + \cos b = 2 \cos \frac{a+b}{2} \cos \frac{a-b}{2},$$

$$\cos a - \cos b = -2 \sin \frac{a+b}{2} \sin \frac{a-b}{2},$$

$$\sin a + \sin b = 2 \sin \frac{a+b}{2} \cos \frac{a-b}{2},$$

$$\sin a - \sin b = 2 \cos \frac{a+b}{2} \sin \frac{a-b}{2}.$$

RÉSOLUTION DES TRIANGLES

Triangles rectangles

Données :

$$\begin{aligned} A &= 90^\circ \\ b &= a \sin B \\ c &= a \sin C \\ a &= \sqrt{b^2 + c^2} \end{aligned}$$

Premier cas. — On donne a et C .

$$\begin{aligned} \log b &= \log a + \log \sin B \\ \log c &= \log a + \log \sin C \\ B &= 90^\circ - C. \end{aligned}$$

Deuxième cas. — On donne a et c .Troisième cas. — On donne b et C .Quatrième cas. — On donne b et a .

Triangles obliques

$$a = \frac{b \sin A}{\sin B} = \frac{c \sin A}{\sin C}, \quad b = \frac{a \sin B}{\sin A} = \frac{c \sin B}{\sin C}, \quad c = \frac{a \sin C}{\sin A} = \frac{b \sin C}{\sin B}$$

Premier cas. — On donne a , B et A .

$$\begin{aligned} C &= 180 - (A + B) \\ \log c &= \log a + \log \sin C - \log \sin A \\ \log b &= \log a + \log \sin B - \log \sin A \end{aligned}$$

Deuxième cas. — On donne a , b et C .

$$\frac{A+B}{2} = 90^\circ - \frac{C}{2}$$

$$\log \operatorname{tg} \frac{A-B}{2} = \log (a-b) + \log \cot \frac{C}{2} - \log (a+b)$$

$$\log c = \log a + \log \sin C - \log \sin A.$$

Troisième cas. — On donne a , b et c [$a+b+c=2p$]

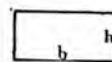
$$\log \operatorname{tg} \frac{A}{2} = \frac{1}{2} [\log (p-b) + \log (p-c) - \log p - \log (p-a)]$$

$$\log \operatorname{tg} \frac{B}{2} = \frac{1}{2} [\log (p-a) + \log (p-c) - \log p - \log (p-b)]$$

$$\log \operatorname{tg} \frac{C}{2} = \frac{1}{2} [\log (p-a) + \log (p-b) - \log p - \log (p-c)]$$

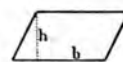
III. GÉOMÉTRIE

SURFACES



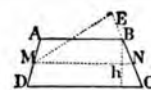
Rectangle

$$bh$$



Parallélogramme

$$bh$$



Trapèze

$$\frac{AB+CD}{2} \times h = MN \times h$$

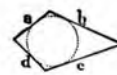
ou bien

$$BC \times ME$$

Quadrilatère
inscriptible

$$\sqrt{p(p-a)(p-b)(p-c)(p-d)}$$

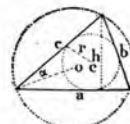
$$p = \frac{a+b+c+d}{2}$$

Quadrilatère
circonscriptible

$$pr$$

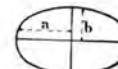
Quadrilatère
quelconque

$$\frac{1}{2} mn \sin \alpha$$



Triangle

$$p = \frac{a+b+c}{2}$$



Ellipse

$$\pi ab$$



Cercle

$$\pi R^2 = \frac{\pi d^2}{4} = 0,785d^2$$

Secteur circulaire

$$\frac{\text{arc } ACB \times r}{2} \text{ ou } \frac{\pi r^2 \alpha}{360}$$

 α = nombre de degrés de l'arc ABC

Segment circulaire

$$\frac{\pi r^2 \beta}{360} = \frac{c}{2} (r - n)$$

$$1^\circ \frac{ah}{2}$$

$$2^\circ \sqrt{p(p-a)(p-b)(p-c)}$$

$$3^\circ \frac{abc}{4r}$$

$$4^\circ pr$$

SURFACES (suite)

Polygones réguliers.

c , côté; R , rayon du cercle circonscrit; n , nombre de côtés;
 r , rayon du cercle inscrit; S , surface du polygone.
 Somme des angles d'un polygone: $2(n-2)$ droits.

POLYGONES	R	r	c	S
Triangle.....	0.577 c	0.289 c	1.732 R ou 3.463 r	0.433 c ² ou 1.299 R ²
Carré.....	0.707 c	0.500 c	1.414 R = 2.000 r	1.000 c ² = 2.000 R ²
Pentagone.....	0.851 c	0.695 c	1.176 R = 1.453 r	1.721 c ² = 2.378 R ²
Hexagone.....	1.000 c	0.866 c	1.000 R = 1.155 r	2.598 c ² = 2.598 R ²
Heptagone.....	1.152 c	1.038 c	0.868 R = 0.963 r	3.634 c ² = 2.736 R ²
Octogone.....	1.307 c	1.208 c	0.765 R = 0.828 r	4.828 c ² = 2.828 R ²
Ennéagone.....	1.462 c	1.374 c	0.684 R = 0.728 r	6.182 c ² = 2.892 R ²
Décagone.....	1.618 c	1.540 c	0.618 R = 0.649 r	7.694 c ² = 2.939 R ²
Endécagone....	1.776 c	1.710 c	0.563 R = 0.587 r	9.366 c ² = 2.973 R ²
Dodécagone....	1.930 c	1.866 c	0.518 R = 0.536 r	11.19 c ² = 3.000 R ²



Cylindre droit à base circulaire
 aire latérale = $2\pi R h$
 aire totale = $2\pi R (R + h)$



Cylindre quelconque

$S = Ch$
 C = circonférence de la section droite
 h = longueur des génératrices



Cône droit à base circulaire
 Aire latérale = $\pi R l$
 Aire totale = $\pi R (R + l)$



Cylindre droit à section oblique
 $S = \pi R (h_1 + h_2)$

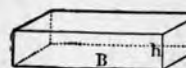


Tronc de cône circulaire droit à bases parallèles
 Aire latérale = $\pi (R + r)$

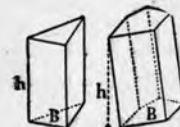


Sphère $4\pi R^2 = \pi D^2$
 Zone sphérique = $2\pi R h$

VOLUMES



Parallépipède rectangulaire
 $V = B \times h$



Prisme droit ou oblique
 $V = B \times h$



Pyramide
 $V = \frac{1}{3} B h$



Tronc de pyramide à bases parallèles
 $1^{\circ} V = \frac{1}{3} h (B + b + \sqrt{Bb})$
 $2^{\circ} V = \frac{Bh}{3} (1 + k + k^2)$

(k , rapport d'un côté de la petite base au côté homologue de la grande)



Tronc de prisme triangulaire

$$1^{\circ} V = \frac{B}{3} (h + h' + h'')$$

$$2^{\circ} V = S \left(\frac{a + a' + a''}{3} \right) = S s$$

S , section droite
 s , droite joignant les centres de gravité des deux bases



Cylindre droit à base circulaire
 $V = \pi R^2 h = B h$

Cylindre creux
 $V = \pi h (R^2 - r^2)$



Onglet cylindrique
 $V = \frac{2}{3} R^2 h$



Cône
 $V = \frac{\pi R^2 h}{3}$
 Tronc de cône
 $V = \frac{\pi h}{3} (R^2 + r^2 + Rr)$



Tronc de cône de seconde espèce
 $V = \frac{\pi h}{3} (R^2 + r^2 - Rr)$

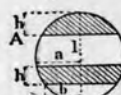


Sphère = $\frac{4}{3} \pi R^3 = 4.189 R^3$

Sphère creuse $V = \frac{4}{3} \pi (R^3 - r^3)$



Secteur sphérique
 $V = \frac{2}{3} \pi R^2 h$



Segment sphérique à une base de rayon A
 $1^{\circ} V = \frac{1}{6} \pi h (h^2 + 3A^2)$
 $2^{\circ} V = \frac{1}{3} \pi h^2 (3R - h)$

Segment sphérique à deux bases de rayons a et b
 $V = \frac{1}{6} \pi h (3a^2 + 3b^2 + h^2)$

IV. 1^{re} Facteurs usuelsa). — π , rapport de la circonférence au diamètre.

$\pi = 3,141592$	$\log \pi = 0,49715$	$\frac{1}{\pi} = 0,318310$	$\log \frac{1}{\pi} = \bar{1},50285$
$\pi^2 = 9,869604$	$\log \pi^2 = 0,99430$	$\frac{1}{\pi^2} = 0,101321$	$\log \frac{1}{\pi^2} = \bar{1},0057$
$\pi^3 = 31,006276$	$\log \pi^3 = 1,49145$	$\frac{1}{\pi^3} = 0,032252$	$\log \frac{1}{\pi^3} = \bar{2},50855$
$\sqrt{\pi} = 1,772454$	$\log \sqrt{\pi} = 0,24857$	$\sqrt[3]{\pi} = 1,464592$	$\log \sqrt[3]{\pi} = 0,16572$
$\frac{\pi}{2} = 0,636620$	$\log \frac{\pi}{2} = 1,570796$	$\frac{3}{\pi} = 0,954929$	$\frac{\pi}{3} = 1,047197$

b). — g , accélération d'un corps qui tombe dans le vide.Valeur de g à Paris 9,80896 ou, plus simplement, 9,809; au pôle, 9,831; à l'équateur, 9,781; à Rome, 9,803.

$g = 9,80896$	$\log g = 0,99162$	$g^2 = 96,21250$	$\log g^2 = 1,98323$
$\frac{1}{g} = 0,10194$	$\log \frac{1}{g} = \bar{1},00838$	$\frac{1}{g^2} = 0,01039$	$\log \frac{1}{g^2} = \bar{2},01677$
$2g = 19,61792$	$\log 2g = 1,29265$	$\sqrt{g} = 3,13209$	$\log \sqrt{g} = 0,49583$
$\frac{1}{2g} = 0,05097$	$\log \frac{1}{2g} = \bar{2},70735$	$\frac{1}{\sqrt{g}} = 0,31928$	$\log \frac{1}{\sqrt{g}} = \bar{1},50419$
$2\sqrt{g} = 6,26418$	$\log 2\sqrt{g} = 0,79686$	$\sqrt[3]{g} = 4,429447$	$\log \sqrt[3]{g} = 0,64635$

c). — ω , vitesse angulaire de 1 à 100 tours par seconde.

N	ω	N	ω	N	ω	N	ω	N	ω
1	6,28	21	131,9	41	257,6	61	383,3	81	508,9
2	12,57	22	138,2	42	263,9	62	389,6	82	515,1
3	18,85	23	144,5	43	270,2	63	395,8	83	521,5
4	25,13	24	150,8	44	276,5	64	402,1	84	527,8
5	31,42	25	157,1	45	282,7	65	408,4	85	534,1
6	37,70	26	163,4	46	289,0	66	414,7	86	540,4
7	43,98	27	169,6	47	295,3	67	421,0	87	546,6
8	50,27	28	175,9	48	301,6	68	427,3	88	552,9
9	56,55	29	182,2	49	307,9	69	433,5	89	559,2
10	62,83	30	188,5	50	314,2	70	439,8	90	565,5
11	69,12	31	194,8	51	320,4	71	446,1	91	571,8
12	75,40	32	201,1	52	326,7	72	452,4	92	578,0
13	81,68	33	207,3	53	333,0	73	458,7	93	584,3
14	87,96	34	213,6	54	339,3	74	465,0	94	590,6
15	94,25	35	219,9	55	345,6	75	471,2	95	596,9
16	100,53	36	226,2	56	351,9	76	477,5	96	603,2
17	106,8	37	232,5	57	358,1	77	483,8	97	609,5
18	113,1	38	238,8	58	364,4	78	490,1	98	615,8
19	119,4	39	245,0	59	370,7	79	496,4	99	622,0
20	125,7	40	251,3	60	377,0	80	502,7	100	628,3

2^e Table des Carrés, Cubes, Racines carrées, Racines cubiques et Logarithmes des nombres ou diamètres de 1 à 105.

Nombres d	Carrés d^2	Cubes d^3	Racine carrée \sqrt{d}	Racine cubique $\sqrt[3]{d}$	Circon- férence πd	Surface $\frac{1}{4} \pi d^2$	Logarith $\log d$
1	1	1	1	1	3,142	0,7854	0.0000
2	4	8	1.4142	1.2599	6,283	3,1416	0.3010
3	9	27	1.7321	1.4422	9,426	7,0686	0.4771
4	16	64	2.0000	1.5874	12,566	12,5664	0.6021
5	25	125	2.2361	1.7100	15,708	19,6350	0.6990
6	36	216	2.4495	1.8171	18,850	28,2743	0.7781
7	49	343	2.6458	1.9129	21,991	38,4845	0.8451
8	64	512	2.8284	2.0000	25,133	50,2655	0.9031
9	81	729	3.0000	2.0801	28,274	63,6173	0.9542
10	100	1000	3.1623	2.1544	31,416	78,5398	1.0000
11	121	1331	3.3166	2.2240	34,558	95,0332	1.0414
12	144	1728	3.4641	2.2894	37,699	113,097	1.0792
13	169	2197	3.6056	2.3513	40,841	132,732	1.1139
14	196	2744	3.7417	2.4101	43,982	153,938	1.1461
15	225	3375	3.8730	2.4662	47,124	176,715	1.1761
16	256	4096	4.0000	2.5198	50,265	201,062	1.2041
17	289	4913	4.1231	2.5713	53,407	226,980	1.2304
18	324	5832	4.2426	2.6207	56,549	254,469	1.2553
19	361	6859	4.3589	2.6684	59,690	283,529	1.2788
20	400	8000	4.4721	2.7144	62,832	314,159	1.3010
21	441	9261	4.5826	2.7589	65,973	346,361	1.3222
22	484	10648	4.6904	2.8020	69,115	380,133	1.3424
23	529	12167	4.7958	2.8439	72,257	415,476	1.3617
24	576	13824	4.8990	2.8845	75,398	452,389	1.3802
25	625	15625	5.0000	2.9240	78,540	490,874	1.3979
26	676	17576	5.0990	2.9625	81,681	530,929	1.4150
27	729	19683	5.1962	3.0000	84,823	572,555	1.4314
28	784	21952	5.2915	3.0366	87,965	615,752	1.4472
29	841	24389	5.3852	3.0723	91,106	660,520	1.4624
30	900	27000	5.4772	3.1072	94,248	706,858	1.4771
31	961	29791	5.5678	3.1414	97,389	754,768	1.4914
32	1024	32768	5.6569	3.1748	100,531	804,248	1.5051
33	1089	35937	5.7446	3.2075	103,673	855,299	1.5185
34	1156	39304	5.8310	3.2396	106,814	907,920	1.5315
35	1225	42875	5.9161	3.2711	109,956	962,113	1.5441

Nombre d	Carré d^2	Cubes d^3	Racine carrée \sqrt{d}	Racine cubique $\sqrt[3]{d}$	Circon- férence πd	Surface $\frac{1}{4} \pi d^2$	Logarith Log d
36	1296	46656	6.0000	3.3019	113.097	1017.88	1.5563
37	1369	50653	6.0828	3.3322	116.239	1075.21	1.5682
38	1444	54872	6.1644	3.3620	119.381	1134.11	1.5798
39	1521	59319	6.2450	3.3912	122.522	1194.59	1.5911
40	1600	64000	6.3246	3.4200	125.66	1256.64	1.6021
41	1681	68921	6.4031	3.4482	128.81	1320.25	1.6128
42	1764	74088	6.4807	3.4760	131.95	1385.44	1.6232
43	1849	79507	6.5574	3.5034	135.09	1452.20	1.6335
44	1936	85184	6.6332	3.5303	138.23	1520.53	1.6434
45	2025	91125	6.7082	3.5569	141.37	1590.43	1.6532
46	2116	97336	6.7823	3.5830	144.51	1661.90	1.6628
47	2209	103823	6.8557	3.6088	147.65	1734.94	1.6721
48	2304	110592	6.9282	3.6342	150.80	1809.56	1.6812
49	2401	117649	7.0000	3.6593	153.94	1885.74	1.6902
50	2500	125000	7.0711	3.6840	157.08	1963.50	1.6990
51	2601	132651	7.1414	3.7084	160.22	2042.82	1.7076
52	2704	140608	7.2111	3.7325	163.36	2123.72	1.7160
53	2809	148877	7.2801	3.7563	166.50	2206.18	1.7243
54	2916	157464	7.3485	3.7798	169.65	2290.22	1.7324
55	3025	166375	7.4162	3.8030	172.79	2375.83	1.7404
56	3136	175616	7.4833	3.8259	175.93	2463.01	1.7482
57	3249	185193	7.5498	3.8485	179.07	2551.76	1.7559
58	3364	195112	7.6158	3.8709	182.21	2642.08	1.7634
59	3481	205379	7.6811	3.8930	185.35	2733.97	1.7708
60	3600	216000	7.7460	3.9149	188.50	2827.43	1.7781
61	3721	226981	7.8102	3.9365	191.64	2922.47	1.7853
62	3844	238328	7.8740	3.9579	194.78	3019.07	1.7924
63	3969	250047	7.9373	3.9791	197.92	3117.25	1.7993
64	4096	262144	8.0000	4.0000	201.06	3216.99	1.8062
65	4225	274625	8.0623	4.0207	204.20	3318.31	1.8129
66	4356	287496	8.1240	4.0412	207.35	3421.19	1.8195
67	4489	300763	8.1854	4.0615	210.49	3525.65	1.8261
68	4624	314432	8.2462	4.0817	213.63	3631.68	1.8325
69	4761	328509	8.3066	4.1016	216.77	3739.28	1.8388
70	4900	343000	8.3666	4.1213	219.91	3848.45	1.8451

Nombre d	Carré d^2	Cubes d^3	Racine carrée \sqrt{d}	Racine cubique $\sqrt[3]{d}$	Circon- férence πd	Surface $\frac{1}{4} \pi d^2$	Logarith Log d
71	5041	357911	8.4261	4.1408	223.05	3959.19	1.8513
72	5184	373248	8.4853	4.1602	226.19	4071.50	1.8573
73	5329	389017	8.5440	4.1793	229.34	4185.39	1.8633
74	5476	405224	8.6023	4.1983	232.48	4300.84	1.8692
75	5625	421875	8.6603	4.2172	235.62	4417.86	1.8751
76	5776	438976	8.7178	4.2358	238.76	4536.46	1.8808
77	5929	456533	8.7750	4.2543	241.90	4656.63	1.8865
78	6084	474552	8.8318	4.2727	245.04	4778.36	1.8921
79	6241	493039	8.8882	4.2908	248.19	4901.67	1.8976
80	6400	512000	8.9443	4.3089	251.33	5026.55	1.9031
81	6561	531441	9.0000	4.3267	254.47	5153.00	1.9085
82	6724	551368	9.0554	4.3445	257.61	5281.02	1.9138
83	6889	571787	9.1104	4.3621	260.75	5410.61	1.9191
84	7056	592704	9.1652	4.3795	263.89	5541.77	1.9243
85	7225	614125	9.2195	4.3968	267.04	5674.50	1.9294
86	7396	636056	9.2736	4.4140	270.18	5808.80	1.9345
87	7569	658503	9.3274	4.4310	273.32	5944.68	1.9395
88	7744	681472	9.3808	4.4480	276.46	6082.12	1.9445
89	7921	704969	9.4340	4.4647	279.60	6221.14	1.9494
90	8100	729000	9.4868	4.4814	282.74	6361.73	1.9542
91	8281	753571	9.5394	4.4979	285.88	6503.88	1.9590
92	8464	778688	9.5917	4.5144	289.03	6647.61	1.9638
93	8649	804357	9.6437	4.5307	292.17	6792.91	1.9685
94	8836	830584	9.6954	4.5468	295.31	6939.78	1.9731
95	9025	857375	9.7468	4.5629	298.45	7088.22	1.9777
96	9216	884736	9.7980	4.5789	301.59	7238.23	1.9823
97	9409	912673	9.8489	4.5947	304.73	7389.81	1.9868
98	9604	941192	9.8995	4.6104	307.88	7542.96	1.9912
99	9801	970299	9.9499	4.6261	311.02	7697.69	1.9956
100	10000	1000000	10.0000	4.6416	314.16	7853.98	2.0000
101	10201	1030301	10.0498	4.6570	317.30	8011.85	2.0043
102	10404	1061208	10.0995	4.6723	320.44	8171.28	2.0086
103	10609	1092727	10.1488	4.6875	323.58	8332.29	2.0128
104	10816	1124864	10.1980	4.7026	326.73	8494.87	2.0170
105	11025	1157625	10.2469	4.7176	329.87	8659.01	2.0212

3° Arcs, Cordes, Flèches et Surface des segments pour $R = 1$.

Degrés	Arcs	Cordes	Flèches	Surfaces des segments	Degrés	Arcs	Cordes	Flèches	Surfaces des segments
1	0,0175	0,0175	0,00004	0,00000	45	0,8029	0,7815	0,0795	0,04176
2	0,0149	0,0149	0,00015	0,00000	47	0,8203	0,7975	0,0829	0,04448
3	0,0124	0,0124	0,00034	0,00001	48	0,8473	0,8135	0,0885	0,04731
4	0,0098	0,0098	0,00061	0,00003	49	0,8552	0,8291	0,0900	0,05025
5	0,0074	0,0074	0,00095	0,00006	50	0,8727	0,8452	0,0937	0,05331
6	0,0051	0,0051	0,00137	0,00010	51	0,8901	0,8610	0,0974	0,05659
7	0,0029	0,0029	0,00187	0,00015	52	0,9076	0,8767	0,1012	0,05978
8	0,0009	0,0009	0,00244	0,00023	53	0,9250	0,8924	0,1051	0,06319
9	0,0001	0,0001	0,00308	0,00032	54	0,9425	0,9090	0,1090	0,06673
10	0,0000	0,0000	0,00381	0,00044	55	0,9599	0,9255	0,1130	0,07039
11	0,0000	0,0000	0,00453	0,00059	56	0,9774	0,9389	0,1171	0,07417
12	0,0000	0,0000	0,00524	0,00076	57	0,9948	0,9543	0,1212	0,07808
13	0,0000	0,0000	0,00594	0,00097	58	1,0123	0,9696	0,1254	0,08212
14	0,0000	0,0000	0,00664	0,00121	59	1,0297	0,9848	0,1296	0,08629
15	0,0000	0,0000	0,00734	0,00149	60	1,0472	1,0000	0,1340	0,09059
16	0,0000	0,0000	0,00803	0,00181	61	1,0647	1,0151	0,1384	0,09502
17	0,0000	0,0000	0,00873	0,00217	62	1,0821	1,0301	0,1428	0,09958
18	0,0000	0,0000	0,00941	0,00257	63	1,0996	1,0450	0,1474	0,10423
19	0,0000	0,0000	0,01009	0,00300	64	1,1170	1,0598	0,1520	0,10911
20	0,0000	0,0000	0,01076	0,00342	65	1,1345	1,0746	0,1566	0,11408
21	0,0000	0,0000	0,01143	0,00389	66	1,1519	1,0893	0,1613	0,11919
22	0,0000	0,0000	0,01209	0,00438	67	1,1694	1,1039	0,1661	0,12443
23	0,0000	0,0000	0,01274	0,00489	68	1,1868	1,1184	0,1710	0,12982
24	0,0000	0,0000	0,01339	0,00541	69	1,2043	1,1328	0,1759	0,13535
25	0,0000	0,0000	0,01403	0,00596	70	1,2217	1,1472	0,1808	0,14102
26	0,0000	0,0000	0,01467	0,00653	71	1,2392	1,1614	0,1859	0,14683
27	0,0000	0,0000	0,01530	0,00712	72	1,2566	1,1756	0,1910	0,15279
28	0,0000	0,0000	0,01593	0,00773	73	1,2741	1,1896	0,1961	0,15889
29	0,0000	0,0000	0,01655	0,00836	74	1,2915	1,2036	0,2014	0,16514
30	0,0000	0,0000	0,01717	0,00900	75	1,3090	1,2176	0,2066	0,17154
31	0,0000	0,0000	0,01779	0,00965	76	1,3265	1,2313	0,2120	0,17808
32	0,0000	0,0000	0,01840	0,01031	77	1,3440	1,2450	0,2174	0,18477
33	0,0000	0,0000	0,01901	0,01097	78	1,3614	1,2586	0,2229	0,19159
34	0,0000	0,0000	0,01961	0,01164	79	1,3788	1,2722	0,2284	0,19859
35	0,0000	0,0000	0,02021	0,01231	80	1,3963	1,2856	0,2340	0,20571
36	0,0000	0,0000	0,02081	0,01299	81	1,4137	1,2989	0,2396	0,21301
37	0,0000	0,0000	0,02141	0,01367	82	1,4312	1,3121	0,2453	0,22045
38	0,0000	0,0000	0,02201	0,01435	83	1,4486	1,3252	0,2510	0,22804
39	0,0000	0,0000	0,02261	0,01503	84	1,4661	1,3383	0,2567	0,23578
40	0,0000	0,0000	0,02321	0,01571	85	1,4835	1,3512	0,2627	0,24367
41	0,0000	0,0000	0,02381	0,01639	86	1,5010	1,3640	0,2686	0,25171
42	0,0000	0,0000	0,02441	0,01707	87	1,5184	1,3767	0,2746	0,25990
43	0,0000	0,0000	0,02501	0,01775	88	1,5359	1,3893	0,2807	0,26825
44	0,0000	0,0000	0,02561	0,01843	89	1,5533	1,4018	0,2867	0,27675
45	0,0000	0,0000	0,02621	0,01911	90	1,5708	1,4142	0,2929	0,28540

Degrés	Arcs	Cordes	Flèches	Surfaces des segments	Degrés	Arcs	Cordes	Flèches	Surfaces des segments
91	1,5882	1,4265	0,2901	0,29430	136	2,3736	1,8544	0,6254	0,83949
92	1,6057	1,4487	0,3033	0,30316	137	2,3911	1,8609	0,6335	0,85435
93	1,6232	1,4707	0,3166	0,31225	138	2,4086	1,8672	0,6416	0,86971
94	1,6406	1,4927	0,3299	0,32152	139	2,4260	1,8733	0,6498	0,88497
95	1,6580	1,4746	0,3434	0,33093	140	2,4435	1,8794	0,6580	0,90034
96	1,6755	1,4863	0,3569	0,34050	141	2,4609	1,8853	0,6662	0,91580
97	1,6930	1,4979	0,3704	0,35021	142	2,4784	1,8910	0,6744	0,93135
98	1,7105	1,5094	0,3839	0,36008	143	2,4958	1,8966	0,6827	0,94700
99	1,7279	1,5208	0,3974	0,37009	144	2,5133	1,9021	0,6910	0,96274
100	1,7453	1,5321	0,4109	0,38026	145	2,5307	1,9074	0,6993	0,97858
101	1,7628	1,5432	0,4243	0,39058	146	2,5482	1,9126	0,7076	0,99449
102	1,7802	1,5543	0,4377	0,40104	147	2,5656	1,9176	0,7160	1,01050
103	1,7977	1,5654	0,4511	0,41166	148	2,5831	1,9225	0,7244	1,02658
104	1,8151	1,5765	0,4645	0,42244	149	2,6005	1,9273	0,7328	1,04275
105	1,8326	1,5876	0,4779	0,43334	150	2,6180	1,9319	0,7412	1,05900
106	1,8500	1,5987	0,4913	0,44439	151	2,6354	1,9363	0,7496	1,07532
107	1,8675	1,6097	0,5047	0,45560	152	2,6529	1,9406	0,7581	1,09171
108	1,8850	1,6180	0,5181	0,46695	153	2,6704	1,9447	0,7666	1,10818
109	1,9024	1,6282	0,5315	0,47844	154	2,6878	1,9487	0,7750	1,12472
110	1,9199	1,6383	0,5449	0,49008	155	2,7053	1,9526	0,7836	1,14132
111	1,9373	1,6483	0,5583	0,50187	156	2,7227	1,9563	0,7921	1,15799
112	1,9548	1,6581	0,5717	0,51379	157	2,7402	1,9598	0,8006	1,17472
113	1,9722	1,6678	0,5851	0,52585	158	2,7576	1,9632	0,8092	1,19151
114	1,9897	1,6773	0,5985	0,53807	159	2,7751	1,9665	0,8178	1,20835
115	2,0071	1,6868	0,6119	0,55041	160	2,7925	1,9696	0,8264	1,22525
116	2,0246	1,6961	0,6253	0,56289	161	2,8100	1,9726	0,8350	1,24221
117	2,0420	1,7053	0,6387	0,57551	162	2,8274	1,9754	0,8436	1,25921
118	2,0595	1,7143	0,6521	0,58827	163	2,8449	1,9780	0,8522	1,27626
119	2,0769	1,7233	0,6655	0,60116	164	2,8623	1,9805	0,8608	1,29335
120	2,0944	1,7321	0,6789	0,61418	165	2,8798	1,9829	0,8695	1,31049
121	2,1118	1,7407	0,6923	0,62734	166	2,8972	1,9851	0,8781	1,32766
122	2,1293	1,7492	0,7057	0,64063	167	2,9147	1,9871	0,8868	1,34487
123	2,1468	1,7576	0,7191	0,65404	168	2,9321	1,9890	0,8955	1,36212
124	2,1642	1,7659	0,7325	0,66759	169	2,9496	1,9908	0,9042	1,37940
125	2,1817	1,7740	0,7459	0,68125	170	2,9671	1,9924	0,9128	1,39671
126	2,1991	1,7820	0,7593	0,69505	171	2,9845	1,9938	0,9215	1,41404
127	2,2166	1,7899	0,7727	0,70897	172	3,0020	1,9951	0,9302	1,43140
128	2,2340	1,7976	0,7861	0,72301	173	3,0194	1,9963	0,9389	1,44878
129	2,2515	1,8052	0,7995	0,73716	174	3,0369	1,9973	0,9477	1,46617
130	2,2689	1,8126	0,8129	0,75144	175	3,0543	1,9981	0,9564	1,48359
131	2,2864	1,8199	0,8263	0,76584	176	3,0718	1,9988	0,9651	1,50101
132	2,3038	1,8271	0,8397	0,78034	177	3,0892	1,9993	0,9738	1,51845
133	2,3213	1,8341	0,8531	0,79497	178	3,1067	1,9997	0,9825	1,53592
134	2,3387	1,8410	0,8665	0,80970	179	3,1241	1,9999	0,9913	1,55334
135	2,3562	1,8478	0,8799	0,82454	180	3,1416	2,0000	1,0000	1,57080

4° Tangentes et cotangentes des angles de 0° à 90°.

ANGLE (1)	TANGENTE DE (1) et cotangente de (3)	ANGLE (3)	ANGLE (1)	TANGENTE DE (1) et cotangente de (3)	ANGLE (3)
0°	0.0000	90°	46°	1.0355	44°
1	0.0174	89	47	1.0724	43
2	0.0349	88	48	1.1106	42
3	0.0524	87	49	1.1504	41
4	0.0699	86	50	1.1918	40
5	0.0875	85	51	1.2349	39
6	0.1051	84	52	1.2799	38
7	0.1228	83	53	1.3270	37
8	0.1405	82	54	1.3764	36
9	0.1584	81	55	1.4281	35
10	0.1763	80	56	1.4826	34
11	0.1944	79	57	1.5399	33
12	0.2126	78	58	1.6003	32
13	0.2309	77	59	1.6643	31
14	0.2493	76	60	1.7321	30
15	0.2679	75	61	1.8040	29
16	0.2867	74	62	1.8801	28
17	0.3057	73	63	1.9626	27
18	0.3249	72	64	2.0503	26
19	0.3443	71	65	2.1445	25
20	0.3640	70	66	2.2460	24
21	0.3839	69	67	2.3559	23
22	0.4040	68	68	2.4751	22
23	0.4235	67	69	2.6051	21
24	0.4452	66	70	2.7475	20
25	0.4663	65	71	2.9042	19
26	0.4877	64	72	3.0777	18
27	0.5095	63	73	3.2709	17
28	0.5317	62	74	3.4874	16
29	0.5543	61	75	3.7321	15
30	0.5774	60	76	4.0108	14
31	0.6009	59	77	4.3315	13
32	0.6249	58	78	4.7046	12
33	0.6494	57	79	5.1445	11
34	0.6745	56	80	5.6713	10
35	0.7002	55	81	6.3138	9
36	0.7265	54	82	7.1154	8
37	0.7536	53	83	8.1443	7
38	0.7813	52	84	9.5144	6
39	0.8098	51	85	11.4301	5
40	0.8391	50	86	14.3007	4
41	0.8693	49	87	19.0811	3
42	0.9004	48	88	28.6362	2
43	0.9325	47	89	57.2900	1
44	0.9657	46	90	infini	0
45	1.0000	45			

5° Sinus et cosinus des angles de 0° à 90°.

ANGLE (1)	SINUS DE (1) et cosinus de (3)	ANGLE (3)	ANGLE (1)	SINUS DE (1) et cosinus de (3)	ANGLE (3)
0°	0.0000	90°	46°	0.7193	44°
1	0.0174	89	47	0.7314	43
2	0.0349	88	48	0.7431	42
3	0.0523	87	49	0.7547	41
4	0.0698	86	50	0.7660	40
5	0.0872	85	51	0.7771	39
6	0.1045	84	52	0.7880	38
7	0.1219	83	53	0.7986	37
8	0.1392	82	54	0.8090	36
9	0.1564	81	55	0.8192	35
10	0.1736	80	56	0.8290	34
11	0.1908	79	57	0.8387	33
12	0.2079	78	58	0.8480	32
13	0.2250	77	59	0.8572	31
14	0.2419	76	60	0.8660	30
15	0.2588	75	61	0.8746	29
16	0.2756	74	62	0.8829	28
17	0.2924	73	63	0.8910	27
18	0.3090	72	64	0.8983	26
19	0.3256	71	65	0.9068	25
20	0.3420	70	66	0.9135	24
21	0.3584	69	67	0.9205	23
22	0.3746	68	68	0.9272	22
23	0.3907	67	69	0.9336	21
24	0.4067	66	70	0.9397	20
25	0.4226	65	71	0.9455	19
26	0.4384	64	72	0.9511	18
27	0.4540	63	73	0.9563	17
28	0.4695	62	74	0.9613	16
29	0.4848	61	75	0.9659	15
30	0.5000	60	76	0.9703	14
31	0.5150	59	77	0.9744	13
32	0.5299	58	78	0.9781	12
33	0.5446	57	79	0.9816	11
34	0.5592	56	80	0.9848	10
35	0.5736	55	81	0.9877	9
36	0.5878	54	82	0.9903	8
37	0.6018	53	83	0.9925	7
38	0.6157	52	84	0.9945	6
39	0.6293	51	85	0.9962	5
40	0.6428	50	86	0.9976	4
41	0.6561	49	87	0.9986	3
42	0.6691	48	88	0.9994	2
43	0.6820	47	89	0.9998	1
44	0.6947	46	90	1.0000	0
45	0.7071	45			

TABLE DES MATIÈRES

	Pages.
Avis.....	V
Préface.....	VII
Notice historique	I

Ornithoptères : Du Temple, G. Trouvé, etc. — Hélicoptères : Léonard de Vinci, Paucton, sir G. Cayley, Philipps, Babinet, etc. — Aéroplanes : Sir G. Cayley, Henson, Pénaud. — Les Multiplans : Wenham, Brown. — Sir H. Maxim, C. Ader, Langley. — O. Lilienthal. — O. Chanute. — O. et W. Wright. — Les Aviateurs français : F. Ferber, G. Voisin, E. Archdeacon. — Les Monoplans : Blériot, Esnault-Pelterie, appareils Antoinette, Santos-Dumont. — Les vols d'Auvours. — La traversée de la Manche et ses conséquences.

PREMIÈRE PARTIE

Théorie élémentaire de l'Aéroplane

CHAPITRE PREMIER. — Sustentation et propulsion de l'aéroplane.....

19

I. Définition de l'aéroplane. — Recherche de la forme du bon projectile. — II. Surfaces matérielles. — Résistance de l'air au mouvement horizontal de ces surfaces. — Formule d'Eiffel. — Le coefficient K. — Pertes marginales. Centre de poussée : loi d'Avanzini. — III. Transformation de la surface matérielle en surface portante. — Rapport des composantes d'une surface portante. — Influence de l'envergure, du profil et du contour de la surface. — Forme définitive d'une surface portante. — Angle d'attaque : définitions. — Angle d'attaque optimum. — Introduction nécessaire d'un nouveau coefficient K' : sa valeur. — La nef dans un aéroplane. —

Rapport des composants d'un aéroplane. — Formules fondamentales relatives aux aéroplanes. — Vitesse d'envol; vitesse d'allègement. — IV. Surfaces étagées. — Surface utile. — V. Formulaire. — Application des formules trouvées aux appareils Wright, G. Voisin, Blériot XI, Antoinette VII, H. Farman.

CHAPITRE II. — Dynamique de l'aéroplane. 54

I. Vitesse propre et vitesse absolue d'un aéroplane. — Principe de la relativité. — Angle de dérive. — Importance du régime des vents. — Influence du vent sur l'essor. — II. Conditions élémentaires d'équilibre d'un aéroplane. — Effets des sautes du vent : mouvements de rotation et mouvements de dérive. — Influence de la distance du centre de gravité au centre de poussée : balancements. — Centre de poussée latérale. — Remplacement des surfaces de l'aéroplane par trois surfaces fictives rectangulaires. — Forces appliquées à ces trois surfaces. — Le problème de l'équilibre en plein vol : organes d'évolution ; dispositifs automatiques, statiques et dynamiques.

CHAPITRE III. — Organes d'évolution et équilibrage automatique de l'aéroplane. 70

I. Organes d'évolution : a) gouvernail de direction. — b) Gouvernail de profondeur ou équilibreur. — Gouvernails doubles. — c) Ailerons. — d) Déformation des surfaces (gauchissement). — II. Équilibrage automatique : 1° *Stabilité longitudinale* assurée par : a) l'empattement. — b) le dièdre ou V longitudinal. — Queue oblique; queue horizontale. — c) les surfaces étagées (multiplans). — Sensibilité des multiplans. — 2° *Stabilité transversale* assurée par : a) le repliement des bords des ailes ou Δ transversal. — b) le dièdre ou V transversal. — c) les cloisons verticales — 3° *Stabilité de route* assurée par : a) le dièdre ou V horizontal. — b) Le placement du centre de pression latérale à l'arrière du centre de gravité. — Queue verticale. — Empennages. — III. Levirage. — Centre de dérivé latérale. — IV. Conclusions. — Étude comparative de l'ancien Wright et de l'ancien Voisin. — Les types intermédiaires.

CHAPITRE IV. — L'hélice 100

I. Définitions. — Étude d'un segment de palette. — Poussée et résistance à la traction. — Cas de deux hélices jumelles. — Pas et recul. — Gauchissement de la palette dans l'hélice propulsive à pas variable. — Formules fondamentales : cas d'une hélice sustentatrice (formules de Renard). — Moment moteur. — Rendement de l'hélice propulsive. — Diamètre et vitesse d'une hélice. — Prise directe, prise indirecte. — Forme, dimensions, nombre et inclinaison des palettes. — Effet gyroscopique. — Tourbillon de l'hélice. — Place de l'hélice. — Mouvement de renversement imprimé à l'aéroplane par l'hélice. — Hélices jumelles. — Hélices en tandem.

APPENDICE :

Note I. — Calcul de K par Newton.

Note II. — Recherche expérimentale directe du rapport des composantes d'une surface matérielle.

Note III. — Puissance nécessaire pour faire voler un aéroplane à une altitude quelconque.

Note IV. — Notions sur les surfaces fictives.

DEUXIÈME PARTIE

Construction de l'aéroplane

CHAPITRE PREMIER. — Classification et comparaison des aéroplanes actuels. 127

I. Les différents types actuels d'aéroplanes au point de vue : a) des surfaces. — Monoplans Antoinette, Blériot. — Biplans Wright, Voisin. — Flyingfish d'H. Farman. — b) De la nef. — Fuselages Antoinette, Blériot, Voisin, etc. — Appareils sans fuselage : Wright, Curtiss, H. Farman. — c) Des organes d'évolution et de contact avec le sol. — Patins du Wright. — Systèmes mixtes (patins et roues) — d) Essai de classification. — II. Avantages et désavantages des différents types d'aéroplanes. — Les trois degrés de liberté. — Rendement. — Les types actuels : le H. Farman, l'Astéria, etc.

	Pages.
CHAPITRE II. — Membrure de l'aéroplane	142
I. Montants, longerons, segments, éléments. — Bois employés. — II. Fuselages triangulaires et quadrangulaires : forme générale. — Tirants. — Coupe-vent. — Poutres armées en tubes d'acier. — III. Assemblage des pièces en bois. — Bandages en toile. — Raccords d'aluminium. — Fixage des tirants. — Tendeurs. — Fils à U. — Equerres. — Assemblage du Wright. — Assemblage à bague. — IV. Surfaces portantes. — Type A ; type B ; type C. — Disposition et assemblage des éléments et des longerons. — a) Cas des biplans. — Ligatures. — b) Cas des monoplans. — Ailes <i>Antoinette</i> . — c) Toiles employées. — Toiles Continental. — Papiers et soies. — V. Modes d'attache des surfaces avec le fuselage. — Cas d'un multiplan. — Cas d'un monoplan (monoplan <i>Antoinette</i>).	
CHAPITRE III. — Organes d'évolution et de commande, de départ et d'atterrissage	171
I. Membrure des organes de direction et d'évolution. — Ailerons, équilibres, gouvernails. — Barre, fils, tiges de commande. — Emploi des réflexes du pilote. — Equilibreur <i>Wright</i> . — II. Organes de commande : a) Direction Voisin. — b) Direction Blériot. — Cloche de commande. — c) Commande du <i>Wright</i> . — Gauchissement du <i>Wright</i> . — Torsion des ailes chez les <i>Antoinette</i> . — d) Commande du <i>H. Farman</i> . — Autres systèmes. — III. Organes de départ et d'atterrissage : a) Châssis Blériot. — b) Châssis Voisin. — c) Systèmes <i>Antoinette</i> et REP. — Béquilles. — d) Système <i>Wright</i> : rail et pylône. — e) Système <i>Farman</i> . — f) Conclusions.	
CHAPITRE IV. — Propulseurs et moteurs	201
I. — Prise indirecte (démultiplication) : moyens, de la réaliser. — Transmission <i>Wright</i> . — II. Propulseurs : 1° Tracé et calcul d'une hélice à pas constant. — Pas et diamètre. — 2° Différentes sortes d'hélices. — Hélices Blériot. — Hélices Voisin. — Hélices en bois : hélice Chauvière. — III. Moteurs d'aéroplanes. — Moteurs lourds, moteurs légers. — IV. Emplacement et montage du moteur. — Système <i>Wright</i> . — Cas des appareils	

	Pages.
à fuselages. — Radiateurs : systèmes Blériot, Levavasseur (radiateur à condensation), <i>Wright</i> . — Réservoirs d'huile et d'essence. — IV. Organes accessoires.	
CHAPITRE V. — Conception, construction et mise au point d'un aéroplane	220
I. Conception d'une machine volante : a) poids, vitesse, surface portante. — b) Choix du type d'appareil. — Détermination du rapport des composantes. — II. Calcul de la force de traction. — Choix de l'hélice. — Choix du moteur. — Essai au banc. — III. Détermination des poids des différentes parties de l'aéroplane. — Surfaces. — Châssis. — Centrage : centre de sustentation, centre de gravité, centre de poussée latérale. — Place à assigner aux poids lourds. — IV. Construction. — Essai de l'hélice. — Mise au point. — Utilité des petits modèles. — Règles de F. Ferber. — V. Conclusions.	
CHAPITRE VI. — Les premiers vols	235
I. L'apprentissage. — Le départ. — Les virages. — II. Premières envolées. — III. Les premiers vols. — Correction de la route. — IV. L'atterrissage.	
APPENDICE :	
<i>Note I.</i> — Planeurs : construction d'un planeur type Chanute.	
<i>Note II.</i> — Petits modèles. — Jouets d'enfants.	
<i>Note III.</i> — Frein dynamo-électrique. — Frein Renard.	
<i>Note IV.</i> — Emploi du gyroscope. — Commande automatique Regnard.	
<i>Note V.</i> — Système d'équilibrage longitudinal automatique d'Etévé.	
<i>Note VI.</i> — Le moteur Gnome.	
TROISIÈME PARTIE	
<i>Tables et Enseignements</i>	
CHAPITRE PREMIER. — Notions de mécanique	269
I. Résultante d'un nombre quelconque de forces situées dans le même plan. — Résultante d'un nombre quelconque de forces parallèles situées dans le même plan. — Moment d'une force par rapport à un point. — Couple. — Résultante de deux forces non situées dans le même plan. — Composition des couples. —	

Pages.

Décomposition d'une force. — II. Mouvement uniforme. — Mouvement uniformément varié. — Mouvement varié. — Chute des corps. — Mouvement d'un projectile. — Mouvement le long d'un plan incliné. — Mouvement de rotation. — Puissance vive (force vive). — Moment d'inertie. — Puissance d'un moteur. — Quantité de mouvement. — Chocs des corps. — Mouvement pendulaire.

CHAPITRE II. — Notions sur la résistance des matériaux et Tables permettant leur emploi à la construction d'un aéroplane..... 283

I. Résistance des matériaux. — Traction. — Compression. — Cisaillement. — Flexion. — Torsion. — Principe de la poutre armée. — II. Table A. Toiles : résistance et poids. — Table B. Papiers et soies ; résistance et poids. — Table C. Densité de bois d'aéroplanes. — Table D. Poids d'un mètre cube de bois. — Table E. Coefficients de résistance et de rupture des bois. — Table F. Charge de sécurité des poteaux en chêne ou en sapin. — Table G. Formules Hodgkinson. — Table H. Coefficient de sécurité et de rupture au cisaillement du chêne, du hêtre et du sapin. — Table K. Modules et aires pour des sections de formes différentes et moments d'inertie correspondants. — Table L. Dimensions des pièces d'une cellule de biplan Wright. — Table M. Dimensions et poids des pièces d'un fuselage. — Table N. Cellule extralégère de biplan. — Table P. Dimensions et poids approximatifs d'une aile de monoplan.

CHAPITRE III. — Formules diverses. Tables numériques. 300

I. Arithmétique : proportions, progressions arithmétiques, progressions géométriques. — II. Trigonométrie : formules générales. — Résolution des triangles. — III. Géométrie : surfaces usuelles, volumes usuels. — IV. 1° Facteurs usuels : tables relatives à π , à g et à ω . — 2° Tables des carrés, cubes, racines carrées, racines cubiques, circonférences, surfaces du cercle et logarithmes des nombres ou diamètres de 1 à 105. — Arcs, cordes, flèches et surfaces des segments pour $R = 1$. — Tangentes et cotangentes des angles de 0° à 90° . — Sinus et cosinus des angles de 0° à 90° .

En Vente à la Librairie H. Dunod & E. Pinat

47 et 49, Quai des Grands-Augustins

PARIS

L'Épopée aérienne, par L. MARCHIS. Album in-4° oblong (25 × 35) de 108 pages avec 227 fig. (1910). Cartonné, 9 fr. 50. Broché... 8 francs.
 Le même album avec 5 planches démontables en couleurs. Cart. 29 fr. 50
 Broché..... 28 francs.

Les planches démontables sont vendues séparément :

Monoplan Blériot XI Biplan Voisin Biplan Wright Dirigeable Zeppelin Dirigeable Parseval	}	Chaque planche..... 4 fr. 50
--	---	------------------------------

Cours d'Aéronautique, professé à la Faculté des Sciences de Paris, par L. MARCHIS, titulaire de la Chaire d'aviation. 1 vol. (20 × 26) de 470 p. avec 122 figures (1910). Broché..... 17 fr. 50

Théorie et Pratique de l'Aviation, par V. TATIN, ingénieur. Ouvrage publié sous les auspices de l'*Aérophile*, revue technique de locomotion aérienne. In-8° (18 × 12) de viii-319 pages avec 73 figures (1910). Cartonné, 7 fr. 50. Broché..... 6 francs.

Les Oiseaux artificiels, par François PEYREY, avec une préface de Santos-Dumont. In-8° (14 × 22,5) de xiv-666 p. avec 255 fig., couverture en 3 couleurs dessinée par Mich (1909). Cart. 13 fr. 50. Br... 12 fr. 50

L'Aviation. Conférences faites en 1909 à la Société d'Encouragement pour l'Industrie Nationale, par le Commandant RENARD. In-4° (22,5 × 28) de vii-183 pages avec 74 figures (1909). Broché..... 5 francs.

Le Vol naturel et le Vol artificiel, par Sir HIRAM S. MAXIM. Traduit par le lieutenant-colonel G. Espitalier. In-8° (14 × 22,5) de xx-240 p. avec 104 figures (1909). Cartonné, 7 fr. 25. Broché..... 6 francs.

Comment volent les Oiseaux, Le Vol ramé, par R. DESMONS, Ingénieur. In-8° (14 × 22,5) de x-141 p. avec 58 fig. (1910). Br... 4 francs.

Le Vol plané, par J. BRETONNIÈRE, Sous-Ingénieur des Ponts et Chaussées en retraite. In-8° (14 × 22,5) de 32 pages avec 3 planches hors texte (1909). Broché..... 1 fr. 50

Études sur les Surfaces portantes en Aéroplanie, par L. et E. TARIEL. In-8° (14 × 22,5) de vi-62 p. avec 33 fig. (1909). Br. 2 fr. 50

Stabilité des Aéroplanes : Surface métacentrique, par M. BRILLOUIN. In-4° (32 × 22) de 76 pages avec figures (1910). Broché... 3 fr. 50

Étude sur les Hélices propulsives, par E. PRAYON, Ingénieur. In-8° de xvi-92 pages avec 2 planches hors texte (1910). Broché... 3 fr. 75

Recherches expérimentales sur la Résistance de l'Air exécutées à la Tour Eiffel, par Gustave EIFFEL. In-4° (25 × 32) de 98 p. avec 20 figures et 20 planches (1908). Cartonné..... 16 francs.

La Résistance de l'Air. Examen des formules et des expériences, par G. EIFFEL. In-8° (14 × 22,5) de viii-256 pages avec 79 figures (1910). Cartonné, 6 fr. 75. Broché..... 5 fr. 50